# 摘　要

微扑翼飞行器(FMAV)是一种模仿鸟类或昆虫飞行的新概念飞行器。由于具有体积小、重量轻、成本低、隐身性和可操作性好等特点，在国防和民用领域有十分重要而广泛的应用。仿生学和空气动力学研究均表明，对于特征尺寸相当于鸟或者昆虫的微型飞行器来说，扑翼飞行要优于固定翼和旋翼飞行器。

单曲柄双摇杆驱动机构类型的微扑翼飞行器在试飞过程中时常发生向左或者向右倾斜栽落的现象。这是由于左右扑翼动作的不完全对称性引起的。本文以这种类型的微扑翼飞行器为研究对象，把已有的空气动力学研究成果与其结构和运动结合起来，以建模、仿真与优化等为研究手段，围绕着提高该类型微扑翼飞行器的运动对称性而展开工作。

微扑翼飞行器的翅翼一般是连接在驱动机构摇杆上的，不同的驱动机构决定了不同的扑翼飞行方式，而不同的扑翼方式也需要不同的驱动机构与之相适应，因此驱动机构不仅是微扑翼飞行器的关键部件，还是体现其扑翼动作特征的机构。针对上述现象和驱动机构在微扑翼飞行器中的重要作用，本文建立了单曲柄双摇杆驱动机构的运动参数数学模型及其在 ADAMS 中的仿真模型，同一参数在这两类模型下的运动曲线图完全一致，验证了数学建模与仿真建模的正确性。为了提高单曲柄双摇杆驱动机构的运动对称性，以其左右扑翼角之差和角速度之差的幅值在运动周期内同时尽可能的小为优化目标，在二者数学模型的基础上构造了综合评价函数，并在机械学与仿生学的约束条件下利用模式搜索法进行了优化设计。所得研究成果为提高同类型驱动机构的运动对称性提供了理论指导，对其它类型的扑翼驱动机构也有很好的借鉴意义。

在鸟类、昆虫扑翼飞行的生物学原理研究基础上，从合力作用与分解的角度提出了一种气动力对微扑翼飞行器作用的机理，解释了微扑翼飞行器在试飞过程中倾斜栽落的力学原因。同时根据该机理和条带理论计算了微扑翼飞行器作一维拍动时上下方向受到的气动力，最后将计算结果与风洞实验所得到的升力曲线进行了比较，二者的结果比较接近。

在 ADAMS 中建立了微扑翼飞行器的整机仿真模型，将上面气动力计算结果加载到仿真模型机翼上，仿真得到了动力学状态下两翼扑动角速度曲线图，为将来该驱动机构提高自身运动对称性的动力学优化奠定了一定的基础。

在前人研究工作的基础上，提出了以翼展为基本参数的微扑翼飞行器的仿生学设计公式，接着对微扑翼飞行器的总体构成和各子系统的设计制作进行了说

明，介绍了一种可以产生完全对称扑翼动作的实验台的设计及其测试实验，最后阐述了微扑翼飞行器的风洞实验情况和相关结论。

**关键词**：微扑翼飞行器，单曲柄双摇杆机构，优化设计，扑翼机理，动力学仿真

# Abstract

Flapping-wing micro air vehicles (FMAV) are new conceptual air vehicles that mimic the flying modes of birds and insects. They have the advantages of small sizes, light weights, low costs, good stealth abilities and high maneuverability, and widely used in the fields of military and civil application. The study of bionics and aerodynamics indicates that the MAV which the characteristic dimension almost equate to bird or insect, the flapping flight is precede to fixed and rotatory MAV.

FMAV with driving mechanisms of single-crank-and-double-rocker often tilt toward the left or the right and fall in the course of flight and this is mainly caused by the incomplete symmetry of the wings' movement. The object of study in the paper is FMAV that have driving mechanisms of single-crank and double-rocker. The paper combined aerodynamics achievement and the structure and movement of FMAV, and launched the work surrounding the goal of enhancing the symmetry of the wings' movement. The paper took modeling, simulation and optimization and so on as research method.

The wings of FMAV are usually fixed in driving mechanisms' rockers, and the flapping flight is due to different driving mechanisms. In other words, different flights need different driving mechanisms. The driving mechanisms are the key component of FMAV, and they also demonstrate the figure action of flight. Considering the phenomena and the importance of driving mechanisms to FMAV, both mathematics models and simulation model of the driving mechanism were established. The curves of simulation were consistent with the curves of corresponding mathematical models, which verified both the mathematics models and the simulation model were correct. In order to enhance the movement symmetry of the single-crank-and-double-rocker driving mechanism, the comprehensive estimate function was constructed based on the mathematics models of the margins of the flapping-angle and the margins of angular speed. Then an optimization was carried on to the comprehensive estimate function using Hooke-Jeeves method under the restraint conditions of mechanics and bionics. The results of the optimization are helpful to both the same kinds of driving mechanisms and the other kinds of driving mechanisms.

Based on the biological flight mechanism of birds and insects, a new mechanism of FMAV affected by forces was proposed in view of composition of forces, and the

reason of the phenomena in force was explained using the new mechanism. The force on wings in a full cycle was computed under the new mechanism and the strip theory when there was only flapping, and its curve is similar to the curve of lift force of wind tunnel test.

The whole simulation model of FMAV was established in ADAMS, then the precomputed force was load to the model, and the angular velocity of both wings in aerodynamic situation was gained, which paved the way to the dynamics optimization of the driving mechanisms.

Based on prevenient work of others, A new group of bionics formula were proposed taking the wingspan as the basic parameter. Then Overall structure composition and the design of main subsystem were introduced. Then, a presentation on test installation which have symmetrical movement was given. Finally, Wind tunnel experiment situation and related conclusion of FMAV were introduced.

**Key words:** FMAV; Mechanism of single-crank-and-double-rocker; Optimization design; Flapping mechanism; Dynamics simulation

## 西北工业大学业

## 学位论文知识产权声明书

本人完全了解学校有关保护知识产权的规定，即：研究生在校攻读学位期间论文工作的知识产权单位属于西北工业大学。学校有权保留并向国家有关部门或机构送交论文的复印件和电子版。本人允许论文被查阅和借阅。学校可以将本学位论文的全部或部分内容编入有关数据库进行检索，可以采用影印、缩印或扫描等复制手段保存和汇编本学位论文。同时本人保证，毕业后结合学位论文研究课题再撰写的文章一律注明作者单位为西北工业大学。

保密论文待解密后适用本声明。

学位论文作者签名：周凯　　　　指导教师签名：

2007年3月30日　　　　2007年3月30日

---

## 西北工业大学

## 学位论文原创性声明

秉承学校严谨的学风和优良的科学道德，本人郑重声明：所呈交的学位论文，是本人在导师的指导下进行研究工作所取得的成果。尽我所知，除文中已经注明引用的内容和致谢的地方外，本论文不包含任何其他个人或集体已经公开发表或撰写过的研究成果，不包含本人或其他已申请学位或其他用途使用过的成果。对本文的研究做出重要贡献的个人和集体，均已在文中以明确方式表明。

本人学位论文与资料若有不实，愿意承担一切相关的法律责任。

学位论文作者签名：周凯

2007年3月30日

# 第一章 绪论

## 1.1 引言

搏击长空的鹰、翩翩飞舞的蝴蝶、轻盈自如的蜻蜓、不辞辛苦的蜜蜂——鸟类和昆虫这些自然界中的飞行能手，就其空气动力布局和躯体结构而言，最大的一个共同特点是：都长有可以向两侧伸展的飞行器官——翅膀，或称之为翼。自然界中的所有飞行动物无一例外地采用扑翼方式飞行，它们的很多飞行能力与技巧是人造飞行器所无法比拟的，这是它们几千万年的漫长进化的结果。在生物进化发展的过程中，昆虫是最先获得飞行能力的，鸟类和哺乳动物中的蝙蝠是获得最完善飞行能力的高等脊椎动物的类群。

鸟类与昆虫出色的飞行能力与技巧很早就吸引了人类的注意力，激发了人类在天空中自由自在地飞行的梦想，事实上人们也一直在努力践行着这个梦想。我国古代留下了“羽人飞翔”的传说。据《韩非子·外储说左》记载：“墨子为木鸢，三年而成，一日而败”。另据《鸿书》记载：鲁班也曾制作过木鸢，曰：“公输班制木鸢以窥宋城”。在漫长的历史时期中，由于生产力水平低下和认知水平不够，人类一直没有真正实现飞行的梦想，直到近代工业革命发生以后，飞机的出现才把这个梦想变为了现实。在大尺寸飞行器的领域中，扑翼飞行器难有立足之地了，但是人们对扑翼飞行器的关注与研究，一直没停止过。

到了20世纪90年代，微型飞行器的概念被提出后，事情才有了新的进展。微型飞行器的概念是美国麻省理工学院林肯实验室的研究人员在进行超小型空中监视平台的研究时首次提出的。1992年美国科学家布鲁诺·W·奥根斯坦在美国国防高级研究计划局(Defense Advanced Research Projects Agency，简称DARPA)主持的一次未来军事会议上正式提出了微型飞行器（Micro Air Vehicle，简称MAV）的概念。微型飞行器的技术指标还没有严格的界定，一般认为应满足下列条件：飞行器各向尺寸不超过15厘米，重量从10克到100克，飞行高度从几十米至几百米，飞行速度30～60千米/小时，任务半径几千米，滞空时间为20～60分钟，平台承载重量1～18克，可实时传输图像，能够自主飞行[1]。1995年美国国防高级研究计划局着手对其进行可行性研究，1997年开始实施微型飞行器发展研究计划，投资3500万美元，研制周期为3年[2]。

微型飞行器与常规飞行器的主要区别有两点：一是二者对应的飞行雷诺数不

同，飞行机理有很大的差异。这就决定了 MAV 的研究可以借鉴但不能套用常规飞行器的研究成果。二是常规飞行器是弱耦合的，而微型飞行器是强耦合的。也就是说常规飞行器的空气动力、结构、内部系统、动力装置、应用载荷装置等有一定的独立性，可以各自作为相对独立的技术进行研究。而微型飞行器的各方面之间是不可分割的整体微系统，它不是常规飞行器的比例“缩小”，而是完全崭新的新概念飞行器系统。

微型飞行器的飞行原理主要包括三种：固定翼(Fixed wing)飞行、旋翼(Rotary wing)飞行和扑翼(Flapping wing)飞行，因此微型飞行器的类型相应地分为三类：微固定翼飞行器、微旋翼飞行器和微扑翼飞行器(Flapping Micro Air Vehicle，简称 FMAV)。其中，微固定翼飞行器和微旋翼飞行器的飞行原理分别与传统的固定翼飞机和直升飞机相同，它们的设计与制作可以借鉴已有的设计原理与技术。扑翼飞行是一种模仿鸟类或昆虫飞行的新型飞行原理，是一个全新的研究领域。至此，扑翼飞行器与微型飞行器相结合的产物——微扑翼飞行器逐步形成了研究热点。

微扑翼飞行器(FMAV)是一种模仿鸟类或昆虫飞行的新概念的飞行器，涉及到仿生学、空气动力学、结构力学、MEMS 技术，以及微致动器、微传感器、微控制器、微能源等的研究。其相关技术已超出了传统的飞机设计的研究范畴，是一个多学科的交叉研究领域。由于它具有体积小、重量轻、成本低、隐身性和可操作性好等特点，在国防和民用领域有十分重要而广泛的应用。

## 1.2 国内外研究现状

### 1.2.1 微扑翼飞行机理的研究现状

自然界中的微扑翼飞行器——昆中、鸟类等为什么能飞起来？它们靠什么产生升力与推力而产生的气动力到底有多大？它们是怎样控制自己的躯体以适应周围气流变化的，甚至在恶劣的天气状况下都能够稳定飞行？这些飞行机理，特别是扑翼产生的气动力问题，是设计和制作微扑翼飞行器的前提与理论基础。由于生物的扑翼运动不是简单的上下拍动，翼不仅和身体一起相对于空气移动，而且做复杂的空间运动，翼上每一点的空气动力都是随时间和空间位置变化而变化的[3]，这使得翼上的气动力非常复杂，至今尚未得到精确的气动力计算公式，而现有的气动力近似公式主要是从鸟类、昆虫的生理学资料和相关实验的观测测量中总结得到的。

传统的空气动力学的研究对象是常规飞行器，其雷诺数范围约为$10^6 \sim 10^8$，

空气的粘度效应可以忽略[3]。而昆虫与鸟类的飞行雷诺数范围是$10 \sim 10^5$，仿鸟微型飞行器的雷诺数范围约为$2\times10^3 \sim 10^5$[4]，一般在$10^4$左右[3]，空气的粘性阻力较大，其影响无法忽略。这也是传统的空气动力学不能解释昆虫为什么能够通过扑翼获得足够的升力而浮于空中，为什么会在一个运动周期内会有两个升力峰等问题的根本所在。按传统空气动力学计算出来的升力远小于昆虫的重力，因此产生了“大黄蜂飞不起来”的可笑结论。随着相关理论的完善，人们逐渐认识到低雷诺数下非定常效应在昆虫和鸟类飞行升力的产生中起重要作用。

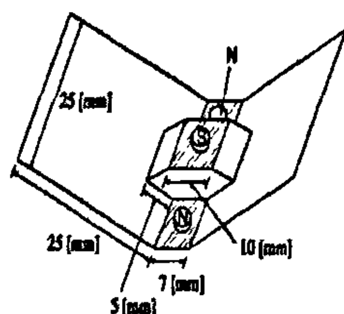
1973 年 Weis-Fogh[5]在研究小黄蜂生物学资料的基础上，设计了一种能产生瞬时升力的被称作 Weis-Fogh 的机构，并说明了其产生瞬时升力的机制——Clap and Fling 机制。1993 年 Delaurier[6~7]利用改进的条带理论建立了对称扑翼在拍动和俯仰运动中的空气动力学模型，并计算了一个翼展为 18 英尺、拍打频率 1.2Hz、飞行速度 44 英尺/秒的扑翼模型的平均升力、推力和输入功率。此后几年间，Smith、Vest、Hall、Jones 等人 [8-11]先后建立了不同的扑翼机理模型，从不同的角度对扑翼飞行的机理进行了研究。1999 年 Ramamurti[12]等用有限元方法模拟了组合扑翼动作（拍打和俯仰）的非定常流场；Wei Shyy [13]等从仿生学角度出发，在低雷诺数下扑翼气动力和柔性翅翼对扑翼飞行的影响的研究基础上，提出并分析解决了微扑翼飞行器设计中的一些关键问题。由于近几年来计算流体力学（CFD）的飞速发展，数值模拟逐渐成为流体力学研究的另一重要手段。CFD 在 FMAV 研究中的一个重要应用，是根据复杂的边界条件和特定的初始条件解非线性 Navier-Stokes 方程，求得速度和压力，进而研究微扑翼飞行器周围空气粘性、非稳态流场的性质。

国内在微扑翼飞行器的研究上起步稍晚于国外。南京航空航天大学的曾锐[14]等人通过非定常涡格法的计算，分析了仿鸟复合振动的扑翼气动特性；西北工业大学采用风洞试验的手段研究了仿鸟微扑翼飞行器相关气动力产生的机理；刘德明[15]等从鸟类、昆虫的结构和运动角度探讨了它们的飞行机理；清华大学的曾理江[16]等利用光学测量的手段，从综合测量昆虫结构和运动参数着手研究了昆虫的扑翼机理；北航的孙茂等采用数值模拟计算方法研究了昆虫产生高升力的机理，取得了很多成果。

### 1.2.2 设计与制作的现状

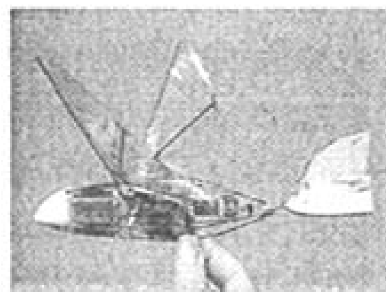
由于微扑翼飞行器还处在研究的初级阶段，飞行机理的研究固然重要，但是微扑翼样机的设计制作亦是必不可少的。二者相辅相成，飞行机理的研究微设计制作样机提供理论指导，制作的样机及其相关试验又可以促进飞行机理的进一步发展。

日本东京大学的学者 Isao Shimoyama 最先[17-19]提出了“人工昆虫”的概念，他制作的人工昆虫如图 1-1(a)所示；多伦多大学和美国 SRI 国际公司联合研究制作的微型扑翼飞行器 Mentor（图 1-1(b)）的机翼由一种电致伸缩的聚合物人造肌肉（EPAM）驱动，已制作的样机翼展有 15cm、30cm 等，更小尺寸的样机正在研制中。Microbat[20-22]（图 1-1(c)）是加利福尼亚理工学院微机械加工实验室研制的一种微扑翼飞行器，翼展 15～20cm，扑翼频率 20~30Hz，它一次飞行的滞空时间最大达到 6 分多钟；英国剑桥大学和美国乔治亚理工学院等联合研制了一类微扑翼飞行器 Entomopter[23-24]，图 1-1（d）是其常规扑翼布局的样机，使用了往复式化学肌肉技术，计划用于火星上的探测飞行。

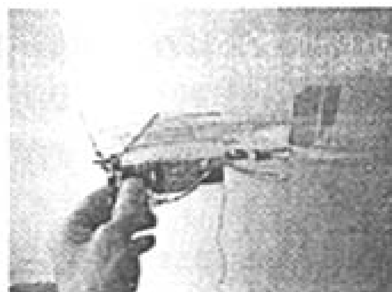


(a) 东京大学的人工昆虫


(b) 多伦多大学的 Mentor


(c) 加利福尼亚理工学院的 Microbat


(d)剑桥大学的 Entomopter


(e) 南航制作的 FMAV

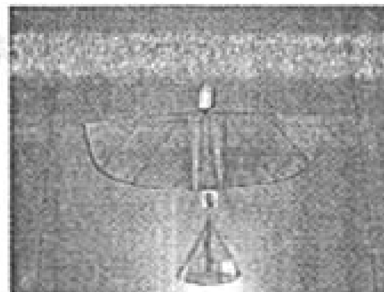

(f) 西工大制作的 FMAV

图 1-1 几种典型的微型扑翼飞行器

国内设计与制作微扑翼飞行器的单位主要有西北工业大学和南京航空航天大学等单位。西北工业大学已制作出多架仿鸟微扑翼飞行器，我们称之为扑翼小飞机或者小飞机，多采用聚合物锂电池和微型电动机驱动，碳纤维机架，翼展 200～500mm，一次飞行的最长滞空时间约为十分钟。实验样机已经在本校低雷诺数低湍流度风洞中进行了多次实验。南航也制作了多架不同尺寸的微扑翼样机，据称其最新研制的微扑翼飞行器样机在控制水平与飞行时间上已与美国的 Microbat 不相上下[25]。

### 1.2.3 对研究现状的思考

综合国内外的研究现状而言，目前仿生微扑翼飞行器的研制工作面临两大困

难问题：一是缺乏性能优异的动力源装置和制作材料，导致飞行动力不足、加工结果达不到要求；二是扑翼飞行的机理没有真正搞清楚，导致微扑翼飞行器的设计与制作缺少相应的理论指导，制作的微扑翼飞行器普遍存在扑翼动作不对称、飞行姿态不稳定的问题。在目前动力源和制作材料等制约因素没有取得突破性进展的情况下，以仿真和优化设计等为手段，通过对微扑翼飞行器飞行机理的进一步分析研究，从其自身的结构和运动等方面找到影响其所受气动力的因素，进而由调整这些影响因素来提高微扑翼飞行器的飞行性能，实现微扑翼飞行器的长时间稳定飞行。这样，设计、制作微扑翼飞行器时就有了更好的理论依据，同时也为其遥控技术进一步发展提供了保障。

本文以单曲柄双摇杆驱动机构类型的微扑翼飞行器为研究对象。该类型的微扑翼飞行器在试飞过程中时常发生向左或者向右倾斜栽落的现象。这是由于左右扑翼动作的不完全对称性引起的。微扑翼飞行器的翅翼一般是连接在驱动机构摇杆上的，不同的驱动机构决定了不同的扑翼飞行形式，而不同的扑翼方式也需要不同的驱动机构与之相适应，因此驱动机构不但是微扑翼飞行器的关键部件，还是体现其扑翼动作特征的机构。针对上述现象和驱动机构在微扑翼飞行器中的重要作用，本文将以建模、仿真与优化等为手段，围绕着提高微扑翼飞行器的运动对称性展开工作。

另外，微扑翼飞行器很多研究工作主要是空气动力学方面的，而把空气动力学与扑翼机结构相结合的研究还很少，鉴于这种现状，本文在空气动力学研究成果的基础上，将这方面已有研究成果与微扑翼飞行器的结构与运动结合起来，围绕着提高微扑翼飞行器的运动对称性开展研究工作。这也是本文工作一个特色。

## 1.3 本论文主要研究内容

本论文各章节的主要研究内容如下：

第一章：介绍微扑翼飞行器的起源、概念、特点与应用，阐述了国内外的研究现状，并对研究现状做了深入的思考，从而提出了本文的研究对象、研究方法和研究目的。

第二章：介绍并比较了各种类型的微扑翼驱动机构，建立了单曲柄双摇杆驱动机构的数学模型和仿真模型，对两种建模的结果进行了比较，开发了驱动机构计算模块。

第三章：在驱动机构数学建模的基础上，以提高驱动机构的运动对称性为优化目的，对其相关参数进行了运动学优化设计。

第四章：从鸟类、昆虫的生理结构着手，总结了它们的飞行特点与方式，探

讨了它们气动力产生的机理，特别介绍了蜂鸟独特的飞行方式与机理，比较了鸟类与昆虫的生理结构与飞行机理的异同。针对微扑翼飞行器在试飞过程中倾斜栽落现象，从合力作用与分解的角度提出了一种气动力对微扑翼飞行器作用的机理，在受力上解释了上述现象发生的原因。然后根据这一气动力作用机理和条带理论，计算了微扑翼飞行器作一维扑动时上下方向受到的气动力，计算结果与风洞实验所得到的滤波后的升力曲线进行了比较。

第五章：建立了微扑翼飞行器的整机仿真模型，把上一章计算得到的气动力加载到模型双翼气动中心上，进行了动力学仿真，得到了与实际接近的扑翼角速度曲线图，为以后驱动机构的动力学优化奠定了一定的基础。

第六章：在前人研究工作的基础上，提出了以翼展为基本参数的微扑翼飞行器的仿生学设计公式，接着对微扑翼飞行器的总体构成和各子系统的设计制作进行了说明，介绍了一种可以产生完全对称扑翼动作的实验台的设计及其测试实验，最后阐述了微扑翼飞行器的风洞实验情况和相关结论。

第六章：结论与展望。对全文的工作进行了概括总结，并对今后的工作中所需深入研究的问题给予了展望

## 1.4 本章小结

本章综述了微扑翼飞行器起源与发展经历，从扑翼飞行机理和样机的设计制作两个方面介绍了微扑翼飞行器的国内外研究现状，并对研究现状做了认真的思索，确定了本文的研究对象、方法和目的，最后简要介绍了各章的主要内容。

# 第二章　微扑翼驱动机构的双重建模

## 2.1 驱动机构的仿生原理

目前我们设计制作的微扑翼飞行器在尺寸上和鸟类中鸽子、喜鹊等大致相当。深入细致地研究清楚鸽子、喜鹊等鸟类是如何驱动双翼飞行的，对于微扑翼驱动机构的设计具有直接的指导与借鉴意义。

鸽子、喜鹊等中等体形飞鸟的扑翼运动为双翼面扑动，即翅膀肱部和小臂近似组成一个翼面，此翼面主要动作是扑动，同时辅助有绕翼前缘的扭动；翼尖组成另一个翼面，此翼面运动复杂，飞鸟的主要飞行羽毛基本都集中在翼尖上，由于飞行的需要，翼尖翼面的运动为三维空间变形运动。鸽子、喜鹊的扑翼机理可表述为：具有一定形状、质量的翼面在低速气流中，以一定的较复杂的运动规律和空气相互作用，产生相应的推力和升力而飞行。相互作用的的主要形式就是双翼面扑动改变了气流的流动结构，产生反作用的气动力，使翼面受到阻力和变形。相互作用的核心是非定常涡流的产生和翼面对分离层与涡系的控制。

结构决定功能，运动决定特性。鸽子、喜鹊等鸟类的出色飞行能力是由它们双翼的结构构造和复杂的扑翼动作共同决定的，这也是数千万年进化的结果。图 2-1 是一种喜鹊在不同飞行速度下的翅膀运动轨迹[26]，实心黑点表示翼稍的运动轨迹，空心点表示两翼面交汇处即小臂前端腕关节处的运动迹点。通过这些轨迹图，我们可以了解真实鸟类在空中的三维运动，对产生扑翼动作的驱动机构的设计有直接的指导意义。

鸽子是易被人们接近观察的，并且扑翼频率不太高，正好为设计微扑翼飞行器提供了最佳模仿对象。图 2-2 是鸽子在不同飞行速度下的翅膀运动轨迹[27,28]。从图中可以看出，鸽子在飞行速度较低时（<10m/s），双翼的运动幅度或者说扑翼角很大，观察表明，此时鸽子的扑翼频率也较低。内翼面的面积没有外翼面的大，但内翼质量较大。随着飞行速度的增加，内翼的作用逐渐减弱，可以观察到其运动幅值变小，而外翼作用逐渐增强，翼尖运动轨迹更加复杂。相关研究资料表明：鸟类的飞行速度一般比昆虫高，速度范围亦比昆虫的大，所以推力、升力等也大，扑翼平面更倾向竖直。这种扑翼形式在一个扑翼周期内产生的有效气动合力也是大致垂直与扑动平面的。鸽子和喜鹊的尺寸虽相近，但两个翼面的运动规律大不一样。

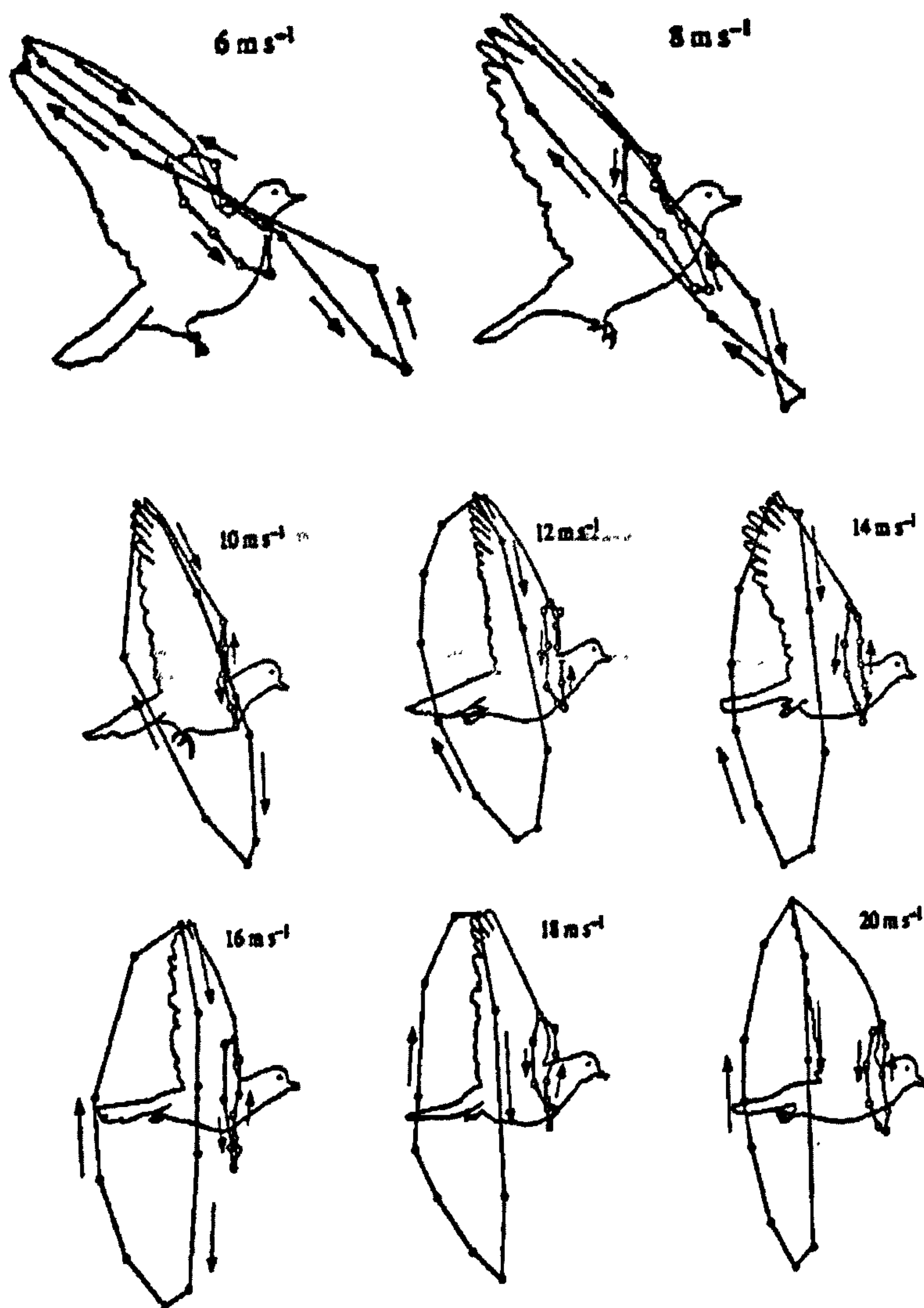



图 2-1 喜鹊在不同飞行速度下的翅膀运动轨迹

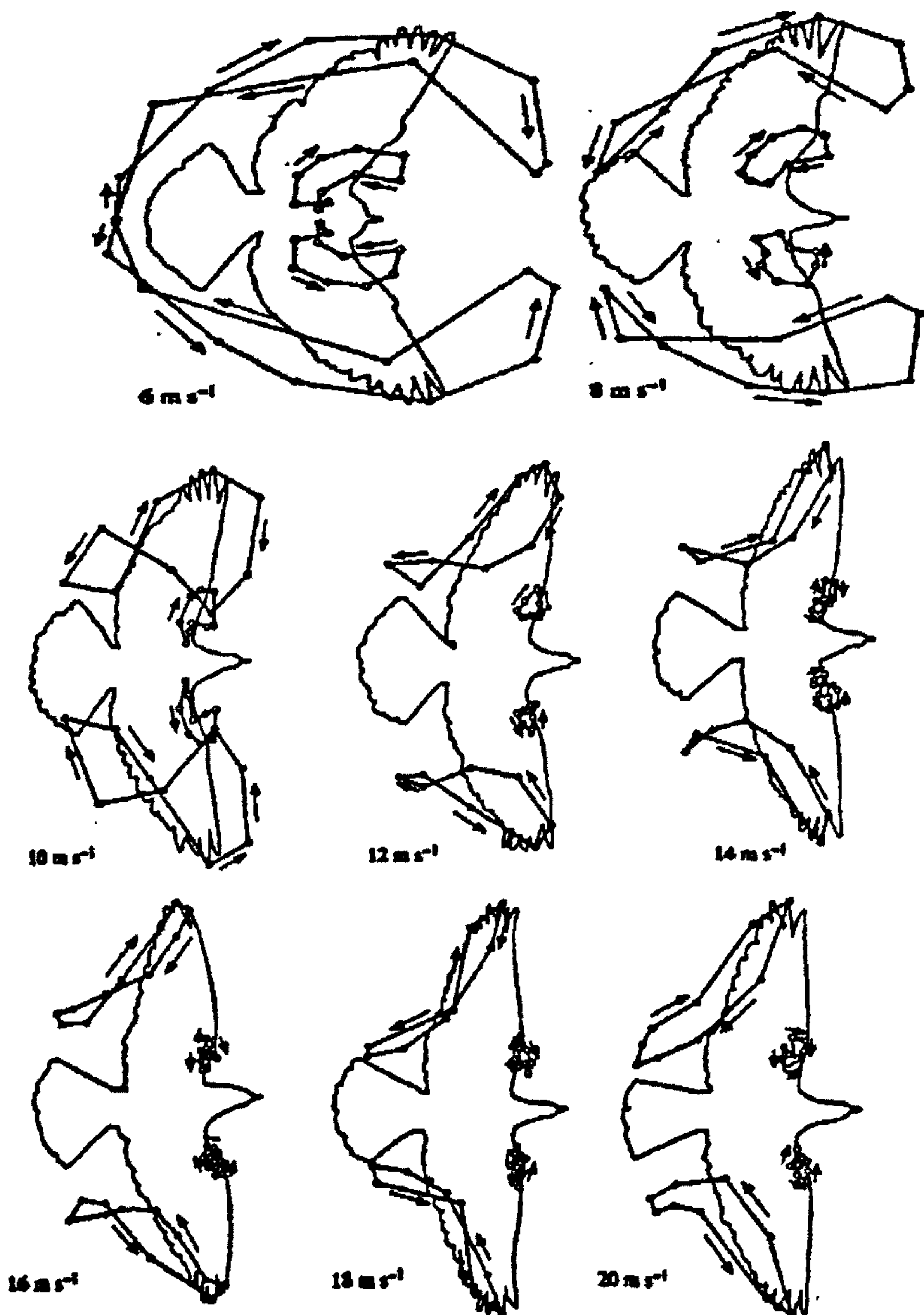



图 2-2　鸽子在不同飞行速度下的运动轨迹

在一个扑翼周期内鸽子完成扑翼动作需要使用多大的力，Andrew A.

Biewener 等人做了大量实验[29]，如图 2-3 所示的是两只不同扑翼频率鸽子的实验结果。鸽子 1 是 8.4Hz，鸽子 2 是 8.7Hx。图上方标出了下扑阶段（Downstroke）和上扑阶段（Upstroke）。上一排图是一个扑翼周期内鸽子大胸肌的输出力，下排图为选定的局部肌肉束在扑翼周期内的长度变化。深色的为靠近前部的肌肉束，浅色的为靠近后部的肌肉束。

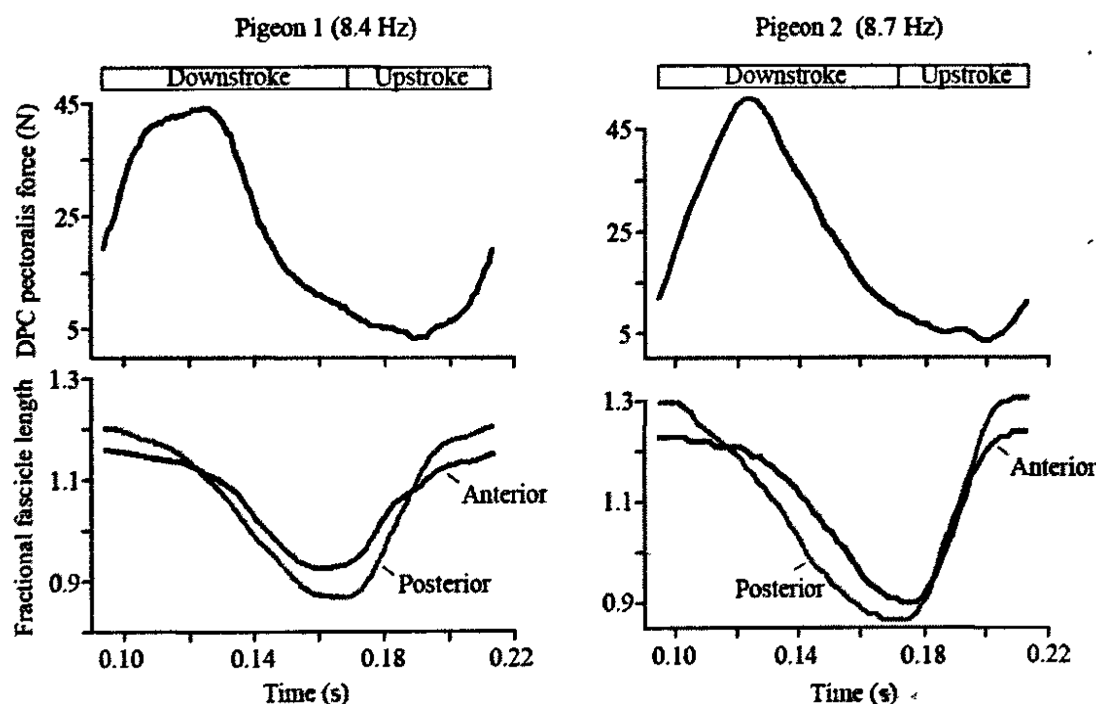



图 2-3 一个扑翼周期内不同扑翼频率鸽子的输出力

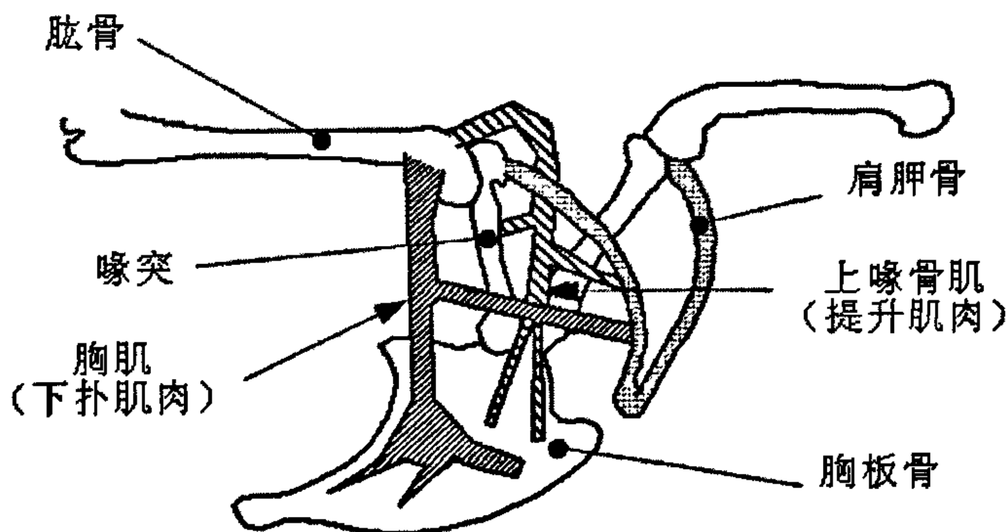



图 2-4 一种蜂雀的扑翼系统结构图

绝大多数鸟类的结构都很相似，只是结构的尺寸不同而已。图 2-4 是一种蜂雀的扑翼系统结构简化图[30]。对于体形尺寸不太大的鸟类，其肱骨在扑翼动作中起着关键作用：它使得翅膀能持续高频地做往复运动，并把气动力传动鸟的躯体，另外肱骨的运动还是小臂旋转运动的基础，它们共同的运动组成了鸟类双翼

的复杂空间动作，提供了比昆虫翼更多的自由度。图中肌肉只是简单示意性地标出，实际上肌肉群的协调运动可以使肱骨的运动具有三个自由度。肱骨上的肌肉没有画出，而它们能使与之相连的小臂运动同样具有三个自由度。另外，小臂上还有控制翼尖绕小臂旋转的肌肉群。

从图 2-4 可以看出，鸟类扑翼系统中的骨骼结构与单曲柄双摇杆类型的微扑翼飞行器的驱动机构很相似——肱骨相当于摇杆，喙突相当于连杆，肌肉既相当于动力源和曲柄，又相当于控制器。

## 2.2 不同类型的驱动机构

上节叙述了大自然中的微型飞行器——鸟类的扑翼系统结构，并看到鸟类的扑翼系统结构实际上与仿生微扑翼驱动机构是很相似的。那么，目前仿生微扑翼飞行器的驱动机构有几种类型呢？

从目前制作的微扑翼飞行器来看，扑翼驱动机构可以划分为多自由度扑翼驱动机构与单自由度扑翼驱动机构。前者能实现复杂的运动形式，但机构相对庞大和复杂；单自由度驱动机构只能实现拍打运动，但是通过固定机翼的后缘形成一个随机翼拍打而变化的攻角可以实现扭转运动，理论计算及试验均证明了这种拍打加扭转运动方式的可行性，且运动方式简单易实现，因此驱动机构的设计目前主要围绕着单自由度的扑翼运动来进行。

### 2.2.1 多自由度扑翼驱动机构

多自由度扑翼驱动机构可以实现扑动、扭转与挥摆等动作，但是机构相对复杂，适用于设计尺寸较大的仿鸟微扑翼飞行器。它有下面两种实现型式：

（1）独立驱动型式

扑动、扭转与挥摆运动有各自独立的驱动，各运动由单片机控制以配合实现各种运动方式，可以预设各种轨迹运动以适应不同的飞行状态。缺点在于机构过于复杂庞大，难以实现空中飞行，多只用于制作扑翼试验台进行流场试验或风洞试验。

（2）空间机构型式

依靠空间机构来实现特定的多自由度扑翼运动。如图 2-5 所示为设计模型，其运动传动方案为：微型内燃机→二级齿轮减速器→空间连杆机构→翅翼。空间连杆机构的各关节采用球铰连接，结构相对简单，只用一个动力源驱动，依靠设计好的各杆长尺寸来实现特定的运动形式。

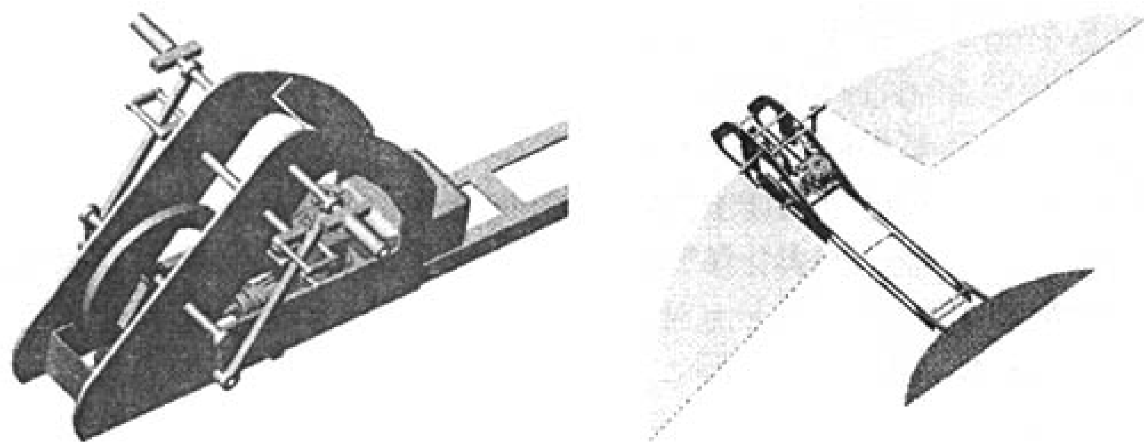


图 2-5 空间多自由度扑翼机构与飞行器设计模型

### 2.2.2 单自由度扑翼驱动机构

单自由度扑翼驱动机构的实现方式多种多样，本论文仅列出了几种典型的机构类型（以下各机构动力系统均采用微型电动机）。

（1）曲柄滑块机构

如图 2-6（a）所示，曲柄带动滑块沿导杆上下运动，两边的摇杆铰接于滑块，在滑块的带动下即可实现上下扑动。优点：结构简单，易于实现。缺点：滑块摩擦大，效率不高。

（2）凸轮弹簧机构

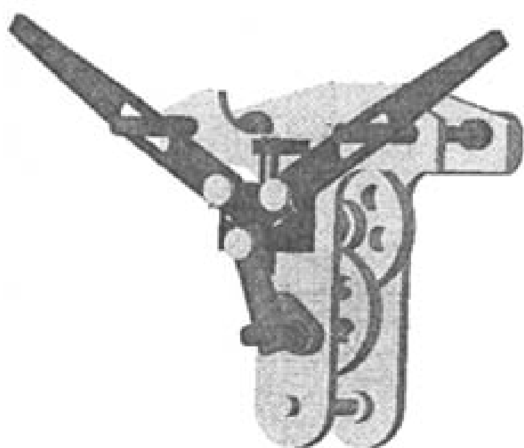
如图 2-6（b）所示，一个盘形凸轮转动，推动下面的顶板上下移动，两边的摇杆铰接于顶板，在顶板的带动下即可实现上下扑动。优点：只要设计恰当的凸轮轮廓曲线，即可实现各种扑翼运动规律，如急回特性、加速-减速特性等。缺点：机构复杂，很难微小化。

（3）单曲柄双摇杆机构

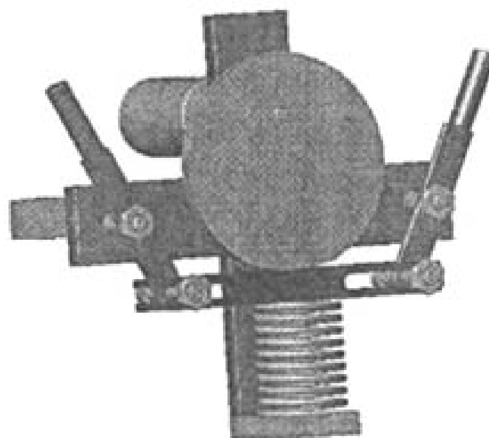
如图 2-6（c）所示，这是一个典型的平面四杆机构，曲柄通过连杆带动两边的摇杆上下扑动。优点：最简单的一种扑翼运动实现形式，效率高、重量轻、容易微小化。缺点：两边的扑翼动作不完全对称，有一个相位差。实际的制作过程显示此偏差角的影响不是很大，而且可以通过适当的机构尺寸设计使得两边的偏差角尽可能的小。由于这种机构形式显示了诸多的优越性，因此是我们后面采用最多的一种方案。

（4）单曲柄双摇杆机构

如图 2-6（d）所示，小齿轮驱动两边的齿轮同时同向运动，两边的齿轮均相当于一个曲柄，再驱动自方的连杆摇杆实现扑翼运动。优点：有效地克服了单曲柄双摇杆机构的运动不对称性。缺点：微小化较困难。



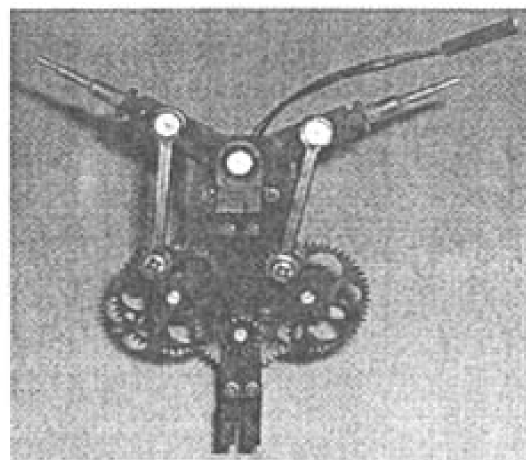
(a) 曲柄滑块机构



(b) 凸轮弹簧机构



(c) 单曲柄双摇杆机构



(d) 双曲柄双摇杆机构

图 2-6 单自由度扑翼驱动机构

## 2.3 单曲柄双摇杆驱动机构的双重建模

### 2.3.1 数学建模

单曲柄双摇杆驱动机构是目前最常用的微扑翼驱动机构类型，也是我们采用最多的一种方案——使用镍氢充电电池给微电机供电，微电机经过两级齿轮减速驱动曲柄，曲柄通过连杆带动两边的摇杆上下扑动。单曲柄双摇杆驱动机构具有结构对称性，即左右连杆和摇杆的长度都一样,左右的安装角度也一样。

该类型的微扑翼飞行器在试飞过程中时常发生向左或者向右倾斜栽落的现象。这是由于左右扑翼动作的不完全对称性引起的。微扑翼飞行器的翅翼一般是连接在驱动机构摇杆上的，不同的驱动机构决定了不同的扑翼飞行形式，而不同的扑翼方式也需要不同的驱动机构与之相适应，因此驱动机构不但是微扑翼飞行器的关键部件，还是体现其扑翼动作特征的机构。针对上述现象和驱动机构在微

扑翼飞行器中的重要作用，本文首先建立了单曲柄双摇杆驱动机构相关运动参数的数学模型，为以后的软件开发和优化设计奠定基础。

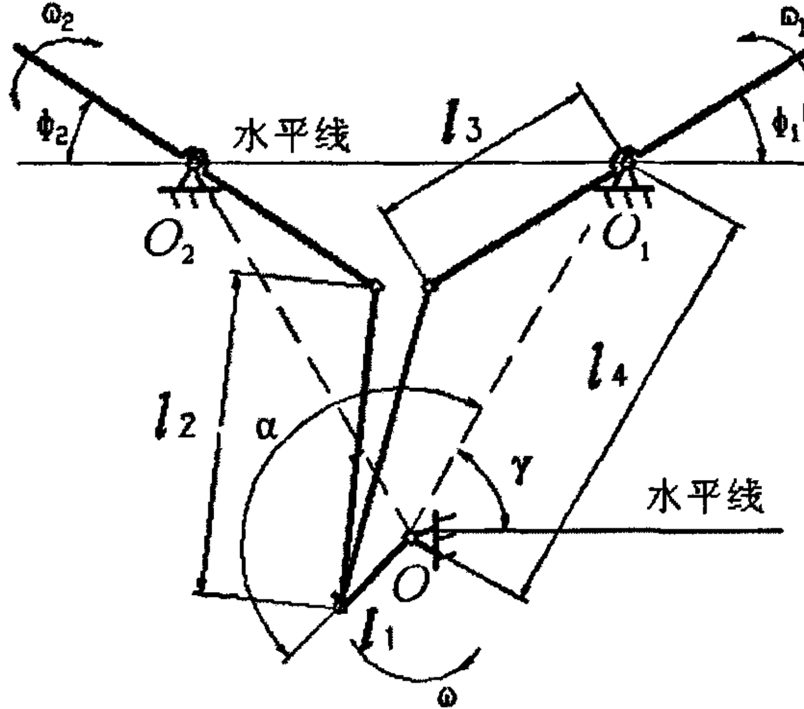



图 2-7 驱动机构的运动简图

图 2-7 为驱动机构的运动简图，曲柄逆时针转动。设电机转速恒定，大小为 $n$ r/min，传动比为 $i\,(i\geq 1)$,支点 $O$ 、 $O_1$ 、 $O_2$ 为运动机构在支板上的定位点：安装角 $\gamma$ 是右下（或左下）两支点与水平线的夹角，$l_1$ 是曲柄长度，$l_2$ 是连杆长度，$l_3$ 是摇杆长度（摇杆与连杆连接点到支点处的长度），$l_4$ 为支点间距离。则曲柄角速度为：

$$\omega=\frac{\pi n}{30i} \tag{2-1}$$

设右摇杆的扑翼角和角速度分别为 $\phi_1(\alpha)$ 、 $\omega_1(\alpha)$，左摇杆的拍动角和角速度分别为 $\phi_2(\alpha)$、 $\omega_2(\alpha)$ 。以两支点 $OO_1$ 连线重合处为曲柄转动的零初始位置----起角线，当曲柄与起角线夹角为 $\alpha$ 时，通过速度瞬心法[31,32]可得到一个运动周期内左右摇杆的扑翼角（摇杆与水平线的夹角）和角速度分别为：

$$\phi_1(\alpha)=\gamma-\left(\arccos\frac{l_3^2+l_5^2-l_2^2}{2l_3l_5}+M_1\arccos\frac{l_4^2+l_5^2-l_1^2}{2l_4l_5}\right) \tag{2-2}$$

$$\phi_2(\alpha)=\gamma-\left(\arccos\frac{l_3^2+l_6^2-l_2^2}{2l_3l_6}+M_2\arccos\frac{l_4^2+l_6^2-l_1^2}{2l_4l_6}\right) \tag{2-3}$$

$$\omega_1(\alpha)=\omega\Bigg/\left(l_4\Bigg/\frac{l_1\sin\beta_1}{\sin(\alpha+\beta_1)}-1\right) \tag{2-4}$$

$$\omega_2(\alpha)=\omega\Bigg/\left(l_4\Bigg/\frac{l_1\sin\beta_2}{\sin(\alpha-\mathrm{B}-\beta_2)}+1\right) \tag{2-5}$$

左右摇杆的扑翼角之差表达式$\Delta\phi(\alpha)$和角速度之差表达式$\Delta\omega(\alpha)$分别为：

$$\Delta\phi(\alpha)=\phi_1(\alpha)-\phi_2(\alpha)$$

$$=\left(\arccos\frac{l_3^2+l_6^2-l_2^2}{2l_3l_6}+M_2\arccos\frac{l_4^2+l_6^2-l_1^2}{2l_4l_6}\right)-\left(\arccos\frac{l_3^2+l_5^2-l_2^2}{2l_3l_5}+M_1\arccos\frac{l_4^2+l_5^2-l_1^2}{2l_4l_5}\right) \tag{2-6}$$

$$\Delta\omega(\alpha)=\omega_1(\alpha)-\omega_2(\alpha)$$

$$=\omega\Bigg/\left(l_4\Bigg/\frac{l_1\sin\beta_1}{\sin(\alpha+\beta_1)}-1\right)-\omega\Bigg/\left(l_4\Bigg/\frac{l_1\sin\beta_2}{\sin(\alpha-\mathrm{B}-\beta_2)}+1\right) \tag{2-7}$$

其中：

$$\mathrm{B}=180°-2\gamma \tag{2-8}$$

$$l_5=\sqrt{l_1^2+l_4^2-2l_1l_4\cos\alpha} \tag{2-9}$$

$$l_6=\sqrt{l_1^2+l_4^2-2l_1l_4\cos(\alpha-\mathrm{B})} \tag{2-10}$$

$$\beta_1=\arccos\frac{l_2^2+l_5^2-l_3^2}{2l_2l_5}+M_1\arccos\frac{l_1^2+l_5^2-l_4^2}{2l_1l_5} \tag{2-11}$$

$$\beta_2=\arccos\frac{l_2^2+l_6^2-l_3^2}{2l_2l_6}+M_2\arccos\frac{l_1^2+l_6^2-l_4^2}{2l_1l_6} \tag{2-12}$$

$$(\mathrm{M}_1,\mathrm{M}_2)=\begin{cases}(+1,+1) & 0\le\alpha<\mathrm{B}\\(+1,-1) & \mathrm{B}\le\alpha<180°\\(-1,-1) & 180°\le\alpha<\pi+\mathrm{B}\\(-1,+1) & 180°+\mathrm{B}\le\alpha<360°\end{cases} \tag{2-13}$$

为了建模的方便与数学模型的简洁，驱动机构的数学模型是以曲柄转动时所在位置相对于起角线对应的角度为自变量的，但这与以时间作自变量是完全一致的——曲柄转动一周为一个扑翼周期，所以曲柄$\alpha$在 0～360° 内的每一个度数都对应着扑翼周期内的一个时刻。

### 2.3.2 ADAMS 建模

ADAMS，即机械系统动力学自动分析(Automatic Dynamic Analysis of Mechanical Systems)，该虚拟样机分析软件,可以对虚拟机械系统进行静力学、运

动学和动力学分析，输出位移、速度和加速度等参数的仿真曲线[33-36]。

目前，ADAMS 已经被全世界各行各业的数百家主要制造商采用。ADAMS 一方面是虚拟样机分析的应用软件，用户可以运用该软件非常方便地对虚拟机械系统进行静力学、运动学和动力学分析。另一方面，又是虚拟样机分析开发工具，其开发性的程序结构和多种接口，可以成为特殊行业用户进行特殊类型虚拟样机分析的二次开发工具平台。

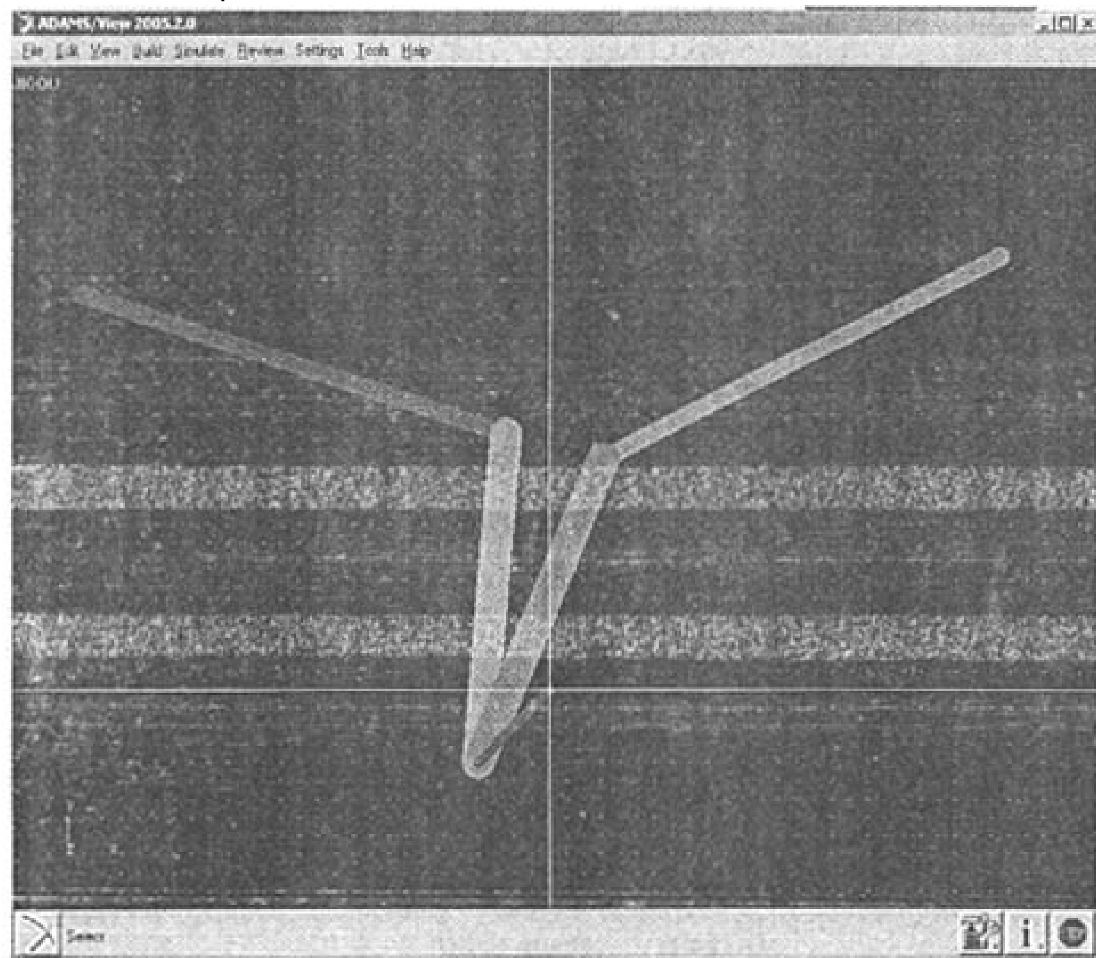


图 2-8　驱动机构的仿真模型

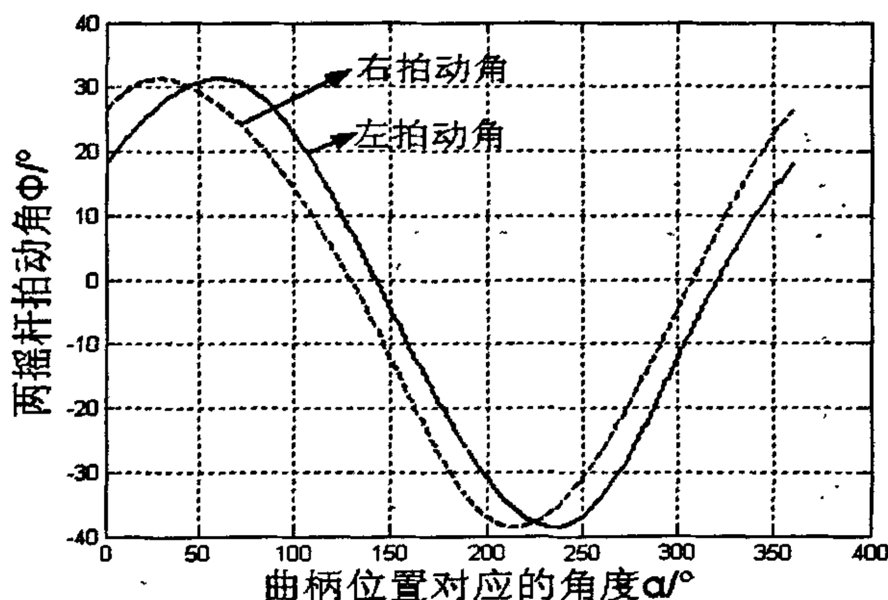
根据实际制作的翼展为 400mm 的微扑翼驱动机构的尺寸来建立驱动机构的物理仿真模型。此驱动机构的尺寸为：曲柄$l_1$=5.66mm, 连杆$l_2$=18.0mm, 摇杆$l_3$=10.0mm, 支点距$l_4$=20.81mm,微电机额定转速为 20000r/min，减速转动比为 30。把曲柄的一端点放置于原点，则其他各杆件的端点坐标也随之确定。

运行 ADAMS 后，建立新文件，设置建模区域和基本量的单位。在工作区内先取以下 5 点：(-13，-13)，(12，17)，(-12，17)，(2，31)，(3，41)，取点后，从（0，0）点出发，建立一个长度为 5.66mm 的曲柄，再以曲柄的销孔分别向（2，31)，(3，41）方向，分别建立一个长度为 18mm 的连杆。再分别在两个连杆的端点向（12，17）(-12，17）方向建立长度为 30mm 的摇杆。至此驱动机构的仿真模型已初步建立。在施加了约束和电机转速，并且模型通过了调试以后，

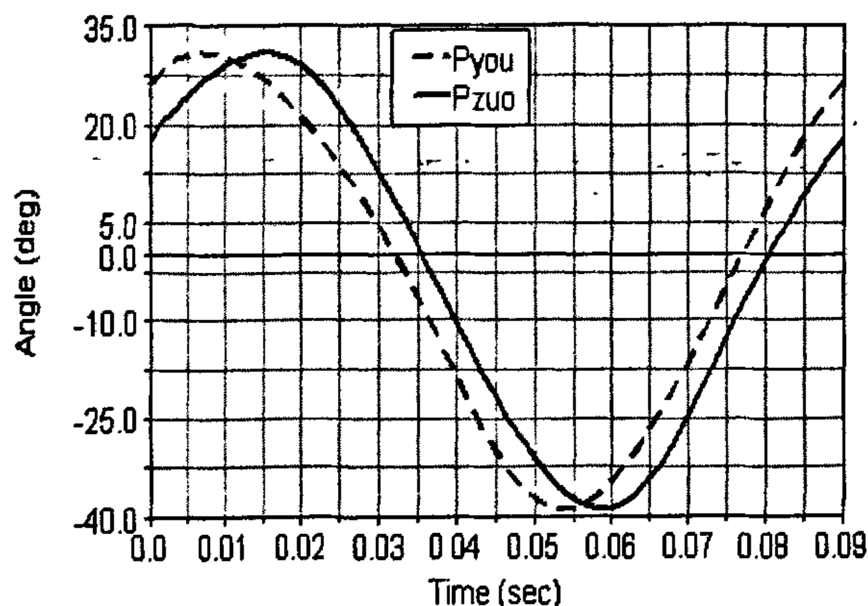
就可以测量该驱动机构的参数在运动周期内的变化情况了。

### 2.3.3 两种建模结果的比较

对上一节 ADAMS 中建立的驱动机构模型进行仿真时间为一个周期的运动学仿真，可得到各参数的曲线图。为了验证数学建模的正确性，现在把各参数的数学模型曲线图与通过 ADAMS 仿真得到的图形做一番比较。

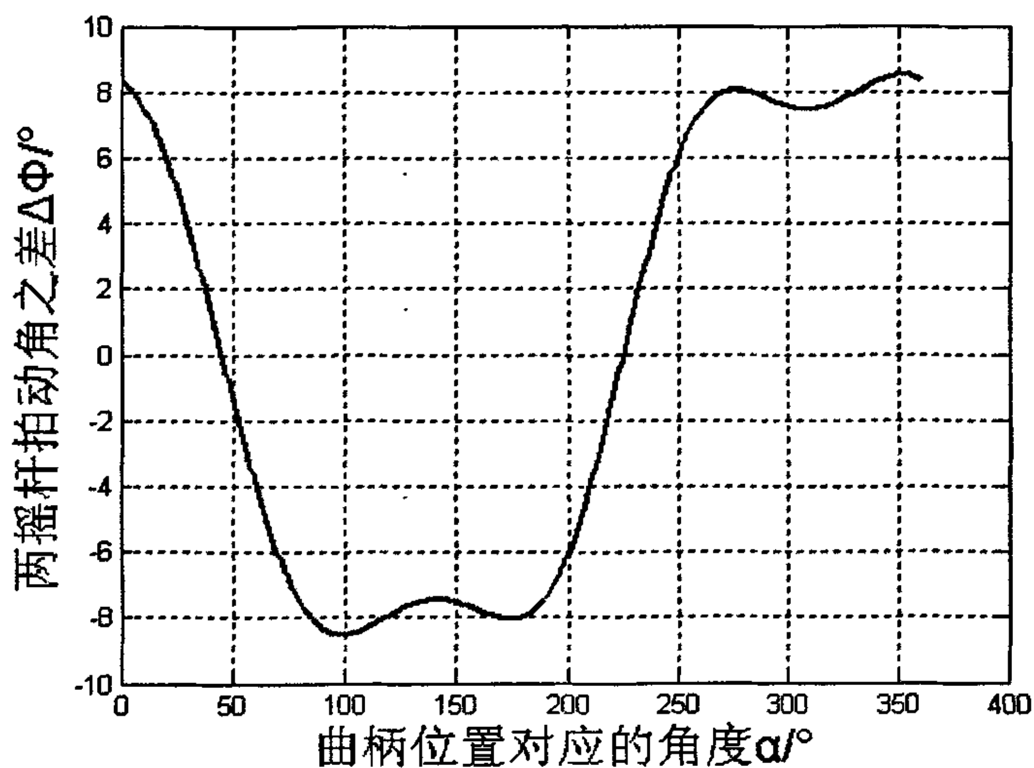



左右拍动角的数学建模曲线图

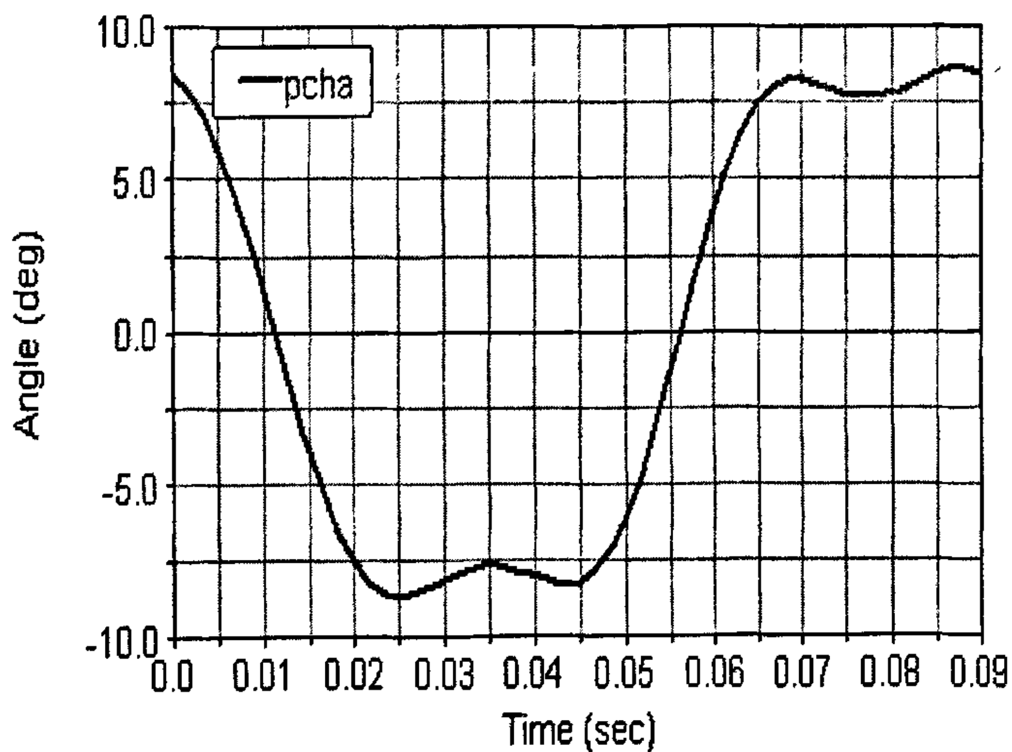



左右拍动角的仿真曲线图

(a) 一扑翼周期内左右拍动角在两种建模情况下的比较

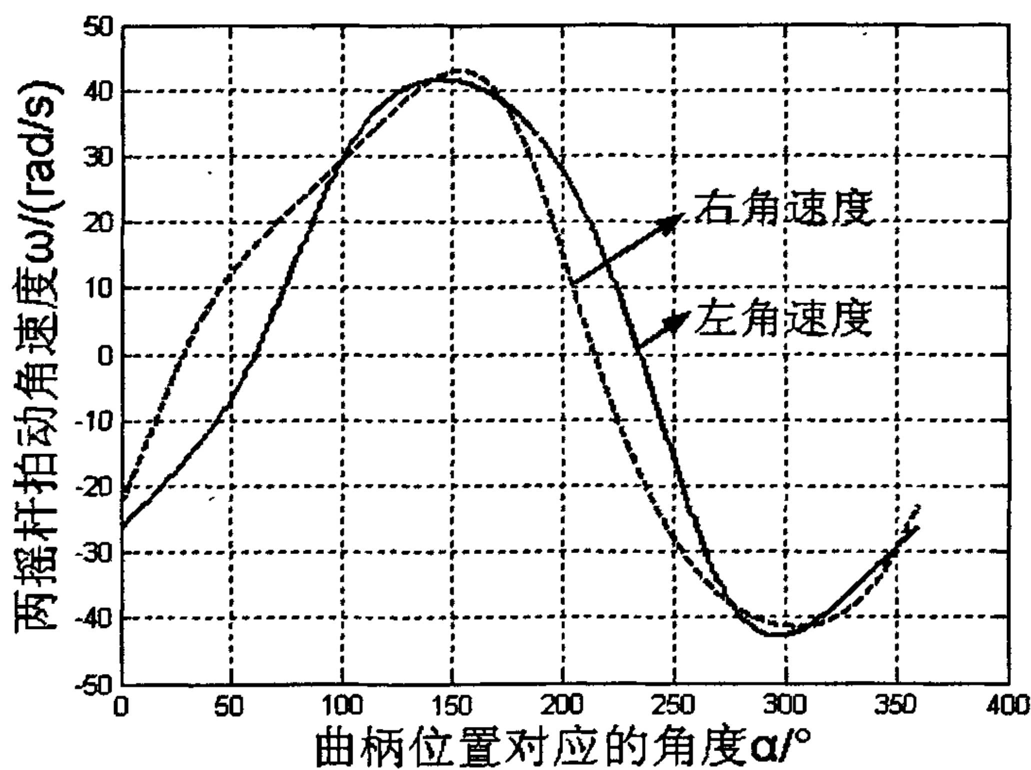



左右拍动角之差的数学建模曲线图

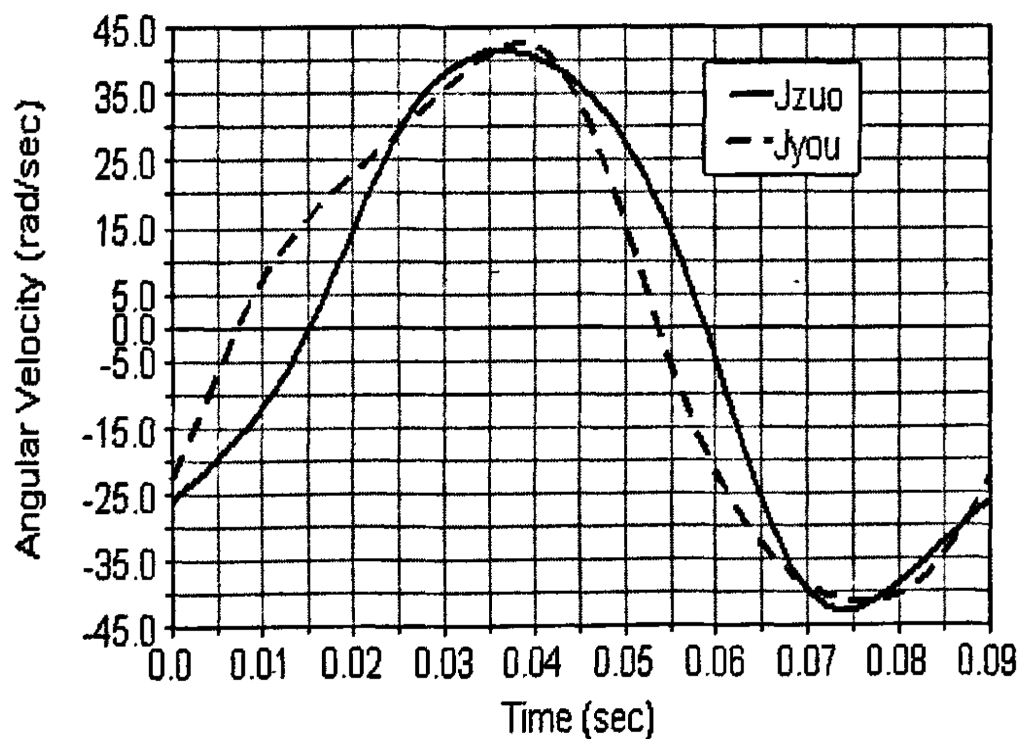



左右拍动角之差的仿真曲线图

(b) 一扑翼周期内左右拍动角之差在两种建模情况下的比较

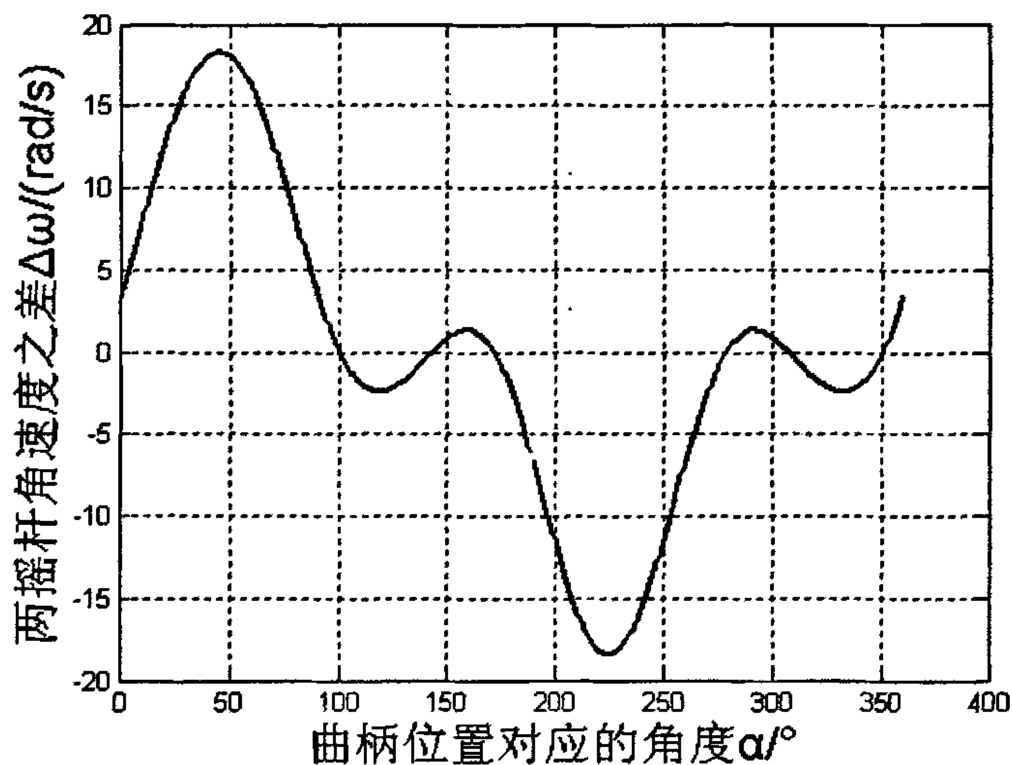



左右角速度的数学建模曲线图

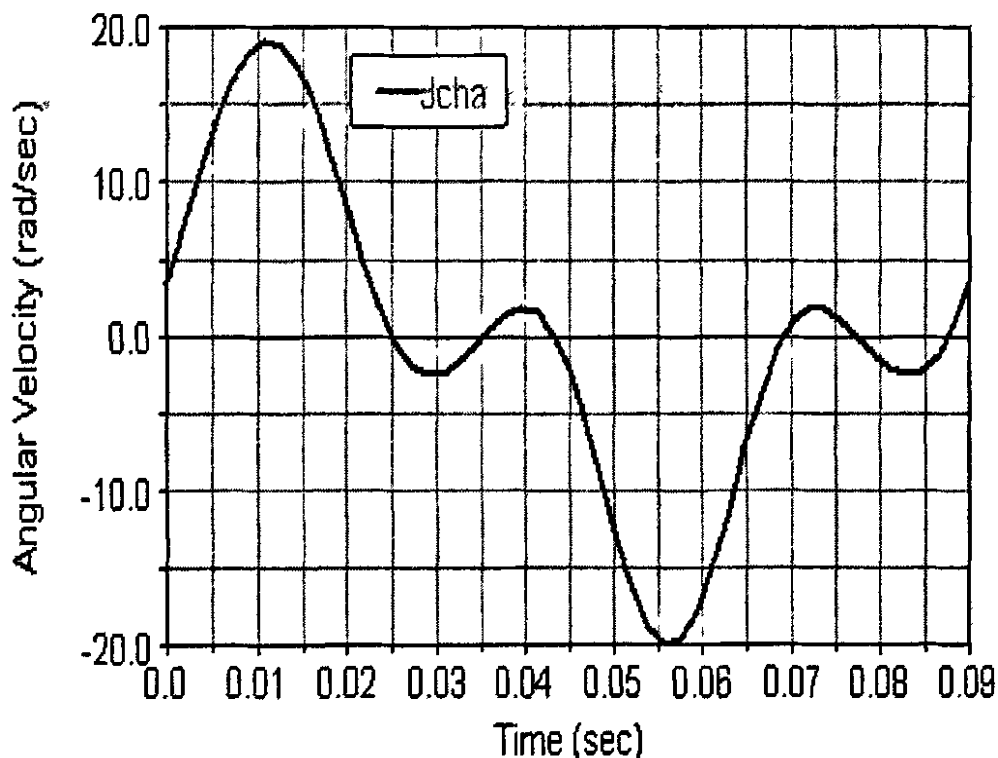



左右角速度的仿真曲线图

(c) 一扑翼周期内左右拍动角速度在两种建模情况下的比较




左右角速度之差的数学建模曲线图




左右角速度之差的仿真曲线图

(d) 一扑翼周期内左右拍动角速度之差在两种建模情况下的比较

图 2-9　驱动机构参数在两种建模下的比较

电机转速为 20000r/min，减速转动比为 30，故该机构的一个运动周期，亦即曲柄转动 360° 所用时间为 0.09s，所以各参数数学模型曲线图的横坐标与仿

真测量所得曲线的横坐标是一致的，具有可比性。由图 2-9 中驱动机构参数在两种建模下的比较可以发现：同一参数在数学建模下得到的图形与在 ADAMS 中仿真得到的图形安全一致，验证了数学建模与仿真建模的正确性。

## 2.4 驱动机构计算模块的设计

Visual C++自诞生以来，一直是 Windows 环境下最主要的应用开发系统之一。Visual C++不仅是 C++语言的集成开发环境，而且与 Win32 紧密联系，所以，利用 Visual C++开发系统可以完成各种各样的应用程序的开发，从底层软件直到上层直接面向用户的软件。而且，Visual C++强大的调试功能也为大型复杂软件的开发提供了有效的排错手段[37-41]。

MATLAB，即“矩阵实验室”，它是以矩阵为基本运算单元。MATLAB 可以表达出数据的二维，三维，甚至四维的图形。通过图形的线型，立面，色彩，光线，视角等属性的控制，可把数据的内在特征表现得淋漓尽致[42, 43]。

Matcom 是 mathTools 公司推出的一个能将 M 文件转化成相同功能 C++代码的工具[44]。相比 Matlab 自带的 Compiler，用 Matcom 转化代码要简单和方便的多。

根据驱动机构相关参数的数学模型，结合 Matlab 以及 Matlab 与 Visual C++的接口软件 Matcom，在 Visual C++ 6.0 环境下开发了驱动机构设计计算模块，如图 2-10 所示。图中上方是相关参数的输入部分，下方是计算结果的输出部分。左上角是单曲柄双摇杆驱动机构的运动简化示意图，并标注了各输入参数。在此驱动机构计算模块中，只要输入了相应数据，按“确定”按钮就可以在输出框中显示运动周期内一些重要参数的计算结果。为了对计算结果有直观形象的了解，输出框底部设置了四个参数曲线显示按钮。输入值改变，再按“确定”按钮，输出框中的显示数据和曲线图将随之显示新的计算结果。

鸟类等在飞行时，其翅翼上扬到最高位置时与水平面的夹角与其下扑到最低位置时与水平面的夹角是不等的，而输出框中的拍动正角度与拍动负角度对应了此差异。该计算模块可以方便地检验和调整驱动机构的设计尺寸，结合驱动机构的设计条件如拍动角幅值要求、扑翼频率要求和飞行动作的对称性要求等，就可以确定驱动机构的相关设计参数。

另外，此驱动机构计算模块开发是“仿鸟微扑翼飞行器设计与仿真”软件的一部分，该软件系统由仿生设计模块、驱动机构计算模块、气动力计算模块、机构及运动仿真模块和虚拟飞行仿真模块等五部分组成。各个模块相互独立，但又可经有序组合而进行微扑翼飞行器的设计仿真。

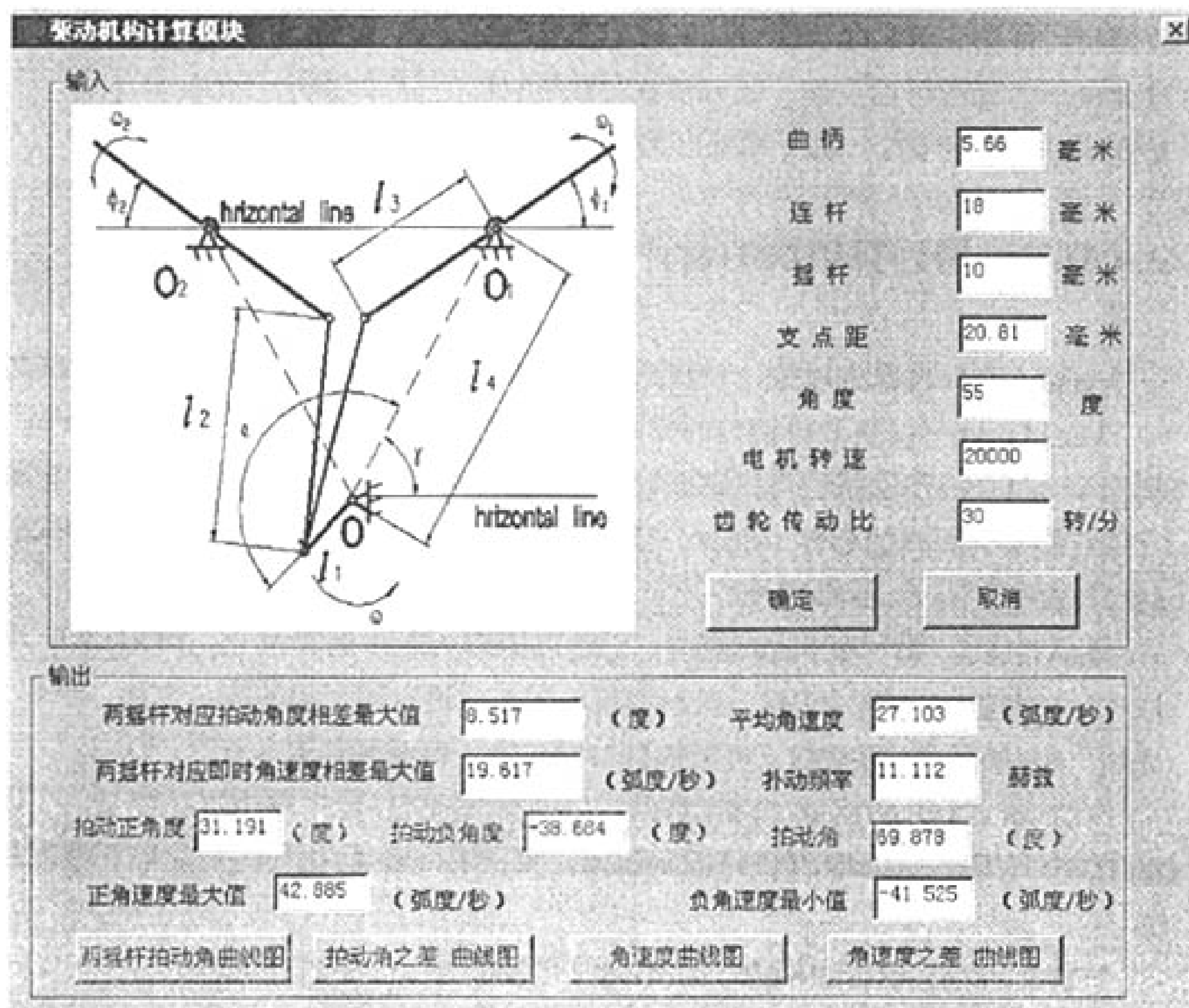



图 2-10　驱动机构设计计算模块

## 2.5 本章小结

本章首先分析了微扑翼驱动机构的仿生原理，表明鸟类的结构与单曲柄双摇杆类型的微扑翼驱动机构很类似，这也是目前应用最广泛的驱动机构类型。接着从自由度数目的角度介绍了不同类型的驱动机构，以及它们各自的优缺点。针对单曲柄双摇杆类型的微扑翼驱动机构的缺点及其在实际飞行表现出来的问题，建立了它的运动学数学模型和基于 ADAMS 的仿真模型，二者的结果完全一致。最后，在数学建摸的基础上开发了驱动机构的计算模块。本章工作为后面的优化设计工作奠定了基础。

# 第三章　微扑翼驱动机构的优化设计

## 3.1 机械优化设计概述

机械产品的传统设计方法，是根据产品的功能要求与使用条件，通过估算，类比或实验确定设计方案，然后进行强度、刚度、稳定性和动态特性等的分析验算，如果达不到要求，则修改有关参数，再进行验算，直至满足设计要求，这种设计方法不仅消耗大量的时间与精力，而且最终方案也是一种可行方案，并不是最佳方案[45]。

机械优化设计(Optimal Design of Machine),也称为机械最优化设计，是 20 世纪 60 年代初发展起来的一门新科学，它就是把机械设计与数学规划理论及方法相结合，借助电子计算机，寻求最优设计方案和最佳设计参数。

近十几年来，最优化设计方法已陆续用到建筑结构、化工、冶金、铁路、航天航空、造船、机床、汽车、自动控制系统、电力系统以及电机、电器等工程设计领域，并取得了丰硕的成果。一般来说，对于工程设计问题，所涉及的因素愈多，问题愈复杂，最优化设计结果所取得的效益就愈大[46]。

概括起来，最优化设计工作包括以下两部分内容[47]：

(1) 将设计问题的物理模型转变为数学模型。建立数学模型时要选取设计变量，列出目标函数，给出约束条件。目标函数是设计问题所要求的最优指标与设计变量之间的函数关系式；

(2) 采用适当的最优化方法，求解数学模型。可归结为在给定的条件（例如约束条件）下目标函数的极值或最优值问题。

### 3.1.1 优化设计的基本概念

（1）设计变量

在设计过程中进行选择并最终必须确定的各项独立参数，称为设计变量。在选择过程中它们是变量，但这些变量一旦确定以后，则设计对象也就完全确定。最优化设计是研究怎样合理的优选这些变量值的一种现代设计方法。在机械设计中常用的独立参数有结构的总体布置尺寸，元件的几何尺寸和材料的力学和物理特性等等。在这些参数中，凡是可以根据设计要求事先给定的，则不是设计变量，

而称为设计常量。只有那些需要在设计过程中优选的参数，才可看成是最优化设计的设计变量。

设计变量的数目称为最优化设计的维数，如有$n(n=1,2,\cdots)$个设计变量，则称为$n$维设计问题。只有两个设计变量的二维设计问题可用图 3-1（a）所示的平面直角坐标表示：有三个设计变量的三维设计问题可用图 3-1（b）所表示的空间直角坐标表示。

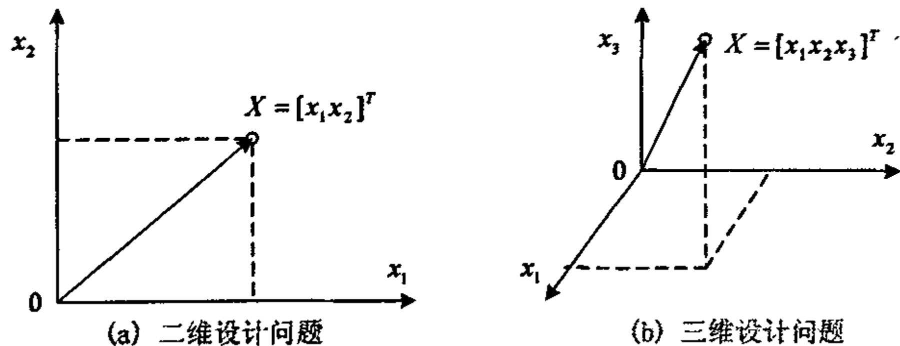



图 3-1 设计变量所组成的设计坐标

在一般情况下，若有$n$个设计变量，把第$i$个设计变量记为$x_i$，则其全部设计变量可用$n$维向量的形式表示成

$$X=\begin{bmatrix}x_1\\x_2\\\vdots\\x_i\\\vdots\\x_n\end{bmatrix}=[x_1,x_2,\cdots x_i\cdots x_n]^T \tag{3-1}$$

这种以$n$个独立变量为坐标轴组成的$n$维向量空间是一个$n$维实空间，用$R^n$表示，如果其中任意两向量又有内积运算，则称$n$维欧氏空间，用$E^n$表示。当向量$X$中的各个分量$x_i(i=1,2,\cdots,n)$都是实变量时则称$X$决定了$n$维欧氏空间$E^n$中的一个点，并用符号$X\in E^n$(X 属于$E^n$)表示。在最优化设计中有各设计变量的坐标同所描述的这种空间就是所谓的“设计空间”，它是一个重要概念。图 3-1（b）给出了一个三个设计变量的（而且也是三维的）设计空间。决定了这个空间的三个坐标轴分别描述三个设计变量$x_1,x_2,x_3$。通常，设计变量的个数$n$要比 3 多得多，并且很难用图象表示，这时的$n$维空间又称为超越空间。设计空间中的一个点就是一种设计方案。如图 3-2 所示，设计空间中的某点$k$是由各设计

变量所组成的向量$X^{(k)}$所决定，而$k$点则决定了一种设计方案。另一种设计方案点$(k+1)$则由另一组设计变量所组成的向量$X^{(k+1)}$确定。最优化设计中所常用的直接探索法（或称直接搜索法），就是在相邻的设计点间作一系列定向的设计改变（移动）。由点$k$到点$k+1$间的典型移动情况下由下式给出：

$$X^{(k+1)}=X^{(k)}+\alpha^{(k)}S^{(K)} \tag{3-2}$$

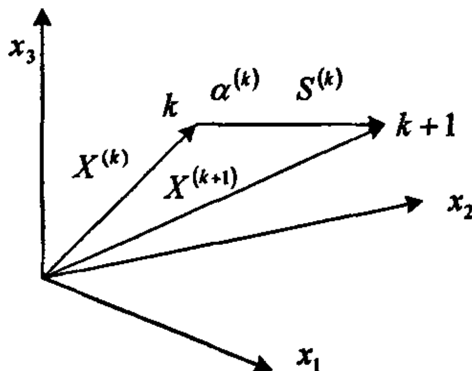



图 3-2 在三变量（三维）设计空间中设计方案的搜索

向量$S^{(k)}$决定移动的方向，标量$\alpha^{(k)}$决定移动步长。

优化问题所涉及的设计变量中有的是连续的，有的是离散的。如机械设计中的几何尺寸作为设计变量一般都是连续的，而选择结构材料时所对应的变量则是离散的。处理离散变量的优化方法难度很大，目前仍在发展中。处理这类问题较常见的方法是事先假定设计变量有一个连续变化的区域，将不连续变量当作连续变量来处理，然后再将所得结果进一步按不连续的区域处理或作取整处理等，来符合原问题的要求。

（2）目标函数

在设计中，设计者总是希望所设计产品或工程设施具有最好的使用性能（性能指标）、最小的质量或最紧凑的体积（结构指标）和最小的制造成本及最大的经济效益（经济指标）。在最优化设计中，可将所追求的设计目标（最优指标）用设计变量的函数形式表达出来，这一过程称为建立目标函数。即目标函数是设计中预期要达到的目标，表达为各设计变量的函数表达式：

$$f(X)=f(x_1,x_2,\cdots,x_n) \tag{3-3}$$

它代表设计的某项最重要的特征，例如上面所提到的性能、质量或体积以及成本等。

目标函数是设计变量的标量函数。最优化设计过程就是优选设计变量使目标函数达到最优值，或者说找出目标函数的最小值（或最大值）的过程。

在最优化设计问题中，可以只有一个目标函数，称为单目标函数，如式(3-3)所示。当在同一设计中要提出多个目标函数时，这种问题称为多目标函数的最优

化问题。

目标函数与设计变量之间的关系，可用曲线或曲面表示。一个设计变量与一个目标函数之间的函数关系，是二维平面上的一条曲线，如图 3-3(a)所示。当有两个设计变量时，目标函数与它们的关系是三维空间的一个曲面，如图 3-3(b)所示。若有$n$个设计变量时，则目标函数与$n$个设计变量呈$(n+1)$维空间的超越曲面关系。

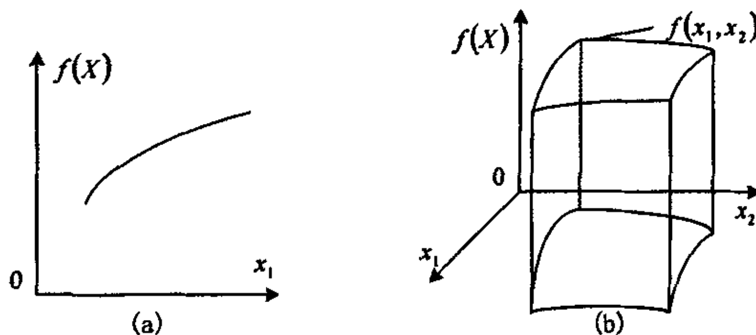



图 3-3 目标函数与设计变量之间的函数关系

（3）约束条件

如前所述，目标函数取决于设计变量，而在很多实际问题中设计变量的取值范围是有限制的或必须满足一定的条件。在最优化设计中，这种对设计变量的取值时的限制条件，称为约束条件或设计约束。约束的形式，可能是对某个或某组设计变量的直接限制（例如，若结构应力$\sigma$为设计变量，则应力值$\sigma$应不大于其许用值$[\sigma]$，构成直接限制），这时称为显约束；也可能是对某个或某组设计变量的间接限制（例如，若结构应力又是某些设计变量如力和截面积的函数时，则这些设计变量间接的受到许用应力的限制），这时称为隐约束。

根据约束条件的数学表达形式可分为等式约束与不等式约束。

等式约束对设计变量的约束严格，起着降低设计自由度的作用。等式约束可能是显约束，也可能是隐约束，其形式为：

$$h_v(X)=0 \qquad (v=1,2,\cdots,p) \tag{3-4}$$

在最优化设计中不等式约束更为普遍，其形式为

$$g_u(X)\le 0 \qquad (u=1,2,\cdots,m) \tag{3-5}$$

或

$$g_u(X)\ge 0 \qquad (u=1,2,\cdots,m) \tag{3-6}$$

式中 $X$——设计变量，见式(3-1)；

$p$——等式约束的数目；

$m$——不等式约束的数目。

在上述式中$h_v(X)=0$，$g_u(X)\le 0$为设计变量的约束方程，即设计变量的允许变化范围。最优化设计，即是在设计变量允许范围内，找出一组最优参数$X^*=\begin{bmatrix}x_1^* & x_2^* & \cdots & x_n^*\end{bmatrix}^T$，使目标函数$f(X)$达到最优值$f(X^*)$。

另一分类法是将设计约束分为边界约束和性态约束。

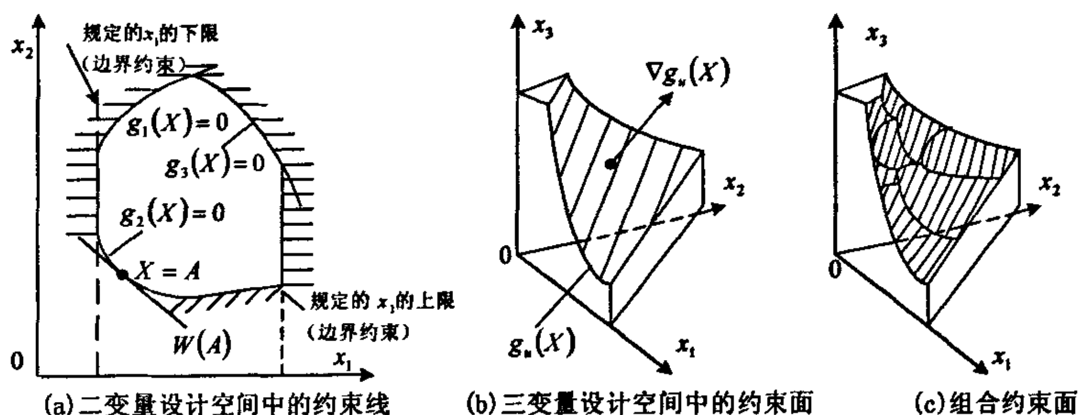
边界约束又称为区域约束或辅助约束，用以限制某个设计变量（结构参数）的变化范围，或规定某组变量间的相对关系。例如，要求构件的长度$l_i$（设计变量为$X=\begin{bmatrix}x_1 & x_2 & \cdots & x_k\end{bmatrix}^T$）满足给定的最大、最小尺寸$l_{i\max},l_{i\min}$，于是其边界约束为

$$\left.\begin{aligned}g_1(X)=l_{i\min}-x_i\le 0\\ g_2(X)=x_i-l_{i\min}\le 0\end{aligned}\right\}\qquad (i=1,2,\cdots,k)$$

边界约束属于显约束。

性态约束又称为性能约束，在机械最优化设计中它是由结构的某种性能要求或设计要求推导出来的一种约束条件，是根据对机构的某项性能要求而构成的设计变量的函数方程。例如在曲柄摇杆机构中要求存在的曲柄条件，在行星齿轮系统中对装配条件、邻接条件的限制等均可构成性态约束方程。也可以对应力与位移、振动频率、磨损程度、屈曲强度等因素加以限制。性态约束通常是隐约束，但也会遇到显约束的情况。

在设计空间中每一个约束条件都是以几何面[图 3-4(b)、(c)，在二变量设计空间中则为线，如图 3-4(a)所示]的形式出现，并称为约束面（或约束线）。该面（或线）是等式约束方程或是不等式约束的极限情况（即等式部分$g_u(X)=0$）的几何图象。当设计变量是连续的，则约束面（或线）通常也是连续的。图 3-4(b)表示三变量设计空间中的一个约束面；图 3-4(c)表示三变量设计空间中由许多约束方程构成的组合约束面。




(a)二变量设计空间中的约束线　(b)三变量设计空间中的约束面　(c)组合约束面

**图 3-4 设计空间中的约束面（或约束线）**

对于等式约束来说，设计变量$X$所代表的设计点必须在式(3-4)所表示的面

（或线）上，这种约束又称为起作用约束。对于不等式约束来说，其极限情况$g_u(X)=0$所表示的几何面（线）将设计空间分为两部分：一部分中的所有点均满足约束条件式(3-5)或式(3-6)，这一部分的空间称为设计点的可行域，并以$F$表示，可行域中的点是设计变量可以选取的，称为可行设计点或简称可行点，如果最优点在可行域之内，则其所有的约束条件都不是起作用约束。另一部分中的所有点均不满足约束条件式式(3-5)或式(3-6)，在这个区域如果选取设计点则违背了约束条件，它就是设计的非可行域，该域中的点称为非可行点。如果设计点落到某个约束边界面上，则称边界点，边界点是允许的极限设计方案。例如：在图2-12 中画出了满足两项约束条件$g_1(X)=x_1^2+x_2^2-16=0$和$g_2(X)=2-x_2\le 0$的二维设计问题的可行域$F$，它位于$x_2=2$的上面和圆$x_1^2+x_2^2=16$的圆弧$A\hat{B}C$下面并包括线段$A\overline{C}$和圆弧$A\hat{B}C$在内。

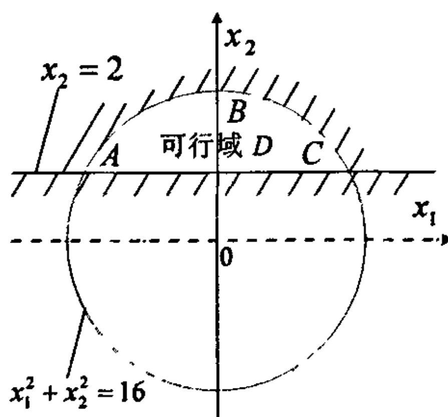



图 3-5 约束条件规定的可行域$F$

在二变量设计空间中，不等式约束的可行域是各约束线所围的平面，如为三维以上的设计问题，则可行域为各约束面所包围的空间。最优化设计过程，即寻找可行域内的最优点或最优设计方案。

### 3.1.2 优化设计的内容、分类、方法与步骤

（1）优化设计的内容

在进行机械产品的优化设计过程中，首先是建立优化设计的数学模型。数学模型是用于描述设计意图，设计要求及设计参数间关系的数学表达式，它由目标函数、约束条件及设计变量三要素组成，一般形式为：

$$
\begin{aligned}
&\min f(X) && X\in R^n \\
&s.t. \quad g_j(X)\ge 0 && j=1,2,\cdots\cdots,\ p \\
&\qquad\quad h_k(X)\ge 0 && k=1,2,\cdots\cdots,\ q
\end{aligned} \tag{3-7}
$$

式中$f(X)$为目标函数，希望其极小化（最大化看作是负的极小化）；$g_j(X)$和$h_k(X)$为不等式和等式约束函数；X 为设计变量，共有 n 个分量。问题(3-7)的解$X^*$即为最优设计方案。

（2） 优化问题的类型

优化问题类型很多，从不同的出发点可做出各种不同的分类。

- 按目标函数多少分：单目标优化，多目标优化
- 按设计变量多少分：一维优化，多维优化
- 按有无约束分：无约束优化，有约束优化
- 按目标函数、约束函数的形态分：线性优化，非线性优化
- 按是否与时间有关分：静态优化，动态优化
- 按是否为确定性函数分：确定性优化，模糊性优化
- 按是否具有智能分：非智能优化，智能优化
- 按问题规模分：全周期优化，阶段优化
- 按问题领域分：参数优化，结构优化

（3） 优化方法

1）n 维单目标约束优化方法有：

复合形法　约束尺度法　罚函数法　广义乘子法

广义简约梯度法　模拟退火法

2）n 维多目标优化方法有：

线性加权法　理想点法　极小—极大法

3）n 维动态优化方法有：

梯度投影法　状态空间法

4）智能优化方法有：

遗传算法　神经网络法

（4）机械优化设计的步骤

- 建立优化设计的数学模型
- 选择优化设计方法

- 编制优化设计程序（或借用商用软件，如 MATLAB）
- 求解优化结果
- 分析优化结果

### 3.1.3 最优化设计终止迭代的依据

对于实际工程问题有时很难判断其目标函数的极小值。因此，要想找到一个完美而适用的计算机终止准则很困难，而只能根据计算中的具体情况来进行判断。

通常，判断是否终止迭代的依据有以下三种形式：

（1）当设计变量在相邻两点之间的移动距离已达充分小时，即移动该步后目标函数值的下降量已充分小时，可用两次迭代的目标函数之差作为终止判据：

$$\left\|X^{(k+1)}-X^{(k)}\right\|\le\varepsilon_1 \tag{3-8}$$

或用向量 $X^{(k+1)},X^{(k)}$ 的所有坐标分量之差表示：

$$\left\|X_i^{(k+1)}-X_i^{(k)}\right\|\le\varepsilon_i \qquad (i=1,2,\cdots,n) \tag{3-9}$$

（2）当相邻两点目标函数值之差已达充分小时，即移动该步后目标函数值的下降量已充分小时，可用两次迭代的目标函数值之差作为终止判据：

$$\left\|f(X^{(k+1)})-f(X^{(k)})\right\|\le\varepsilon_2 \tag{3-10}$$

或

$$\frac{\left\|f(X^{(k+1)})-f(X^{(k)})\right\|}{\left\|f(X^{(k)})\right\|}\le\varepsilon_3 \tag{3-11}$$

（3）当迭代点逼近极值点时，目标函数在该点的梯度将变得充分小，故目标函数在迭代点处的梯度达到充分小时亦可作为终止迭代的判据：

$$\left\|\nabla f(X^{(k+1)})\right\|\le\varepsilon_4 \tag{3-12}$$

如果以上三种形式的终止判据中的任何一种得到满足，则认为目标函数值 $f(X^{(k+1)})$ 收敛于该函数的最小值，这样就求得近似的最优解：$X^*=X^{(k+1)},f(X^*)=f(X^{(k+1)})$，迭代计算可以结束。在上面式中的 $\varepsilon_1,\varepsilon_2,\varepsilon_3,\varepsilon_4$ 分别表示各该项迭代精度或近似解的该项的误差，可以根据设计要求预先给定。上述准则也是在电子计算机上经常采用的误差估计方法的依据。根据这种估计方法，当相邻两次迭代的结果在小数点后的四位都相同时，便可认为后一个近似解已精确到四位小数了。

上述三项准则都在一定程度上反映了设计点收敛于极值点的特点，但对于非凸性函数来说，如前所述，并非局部极值点都是全域最优点。因此，要对具体工程设计问题进行具体分析，有时采取其它一些措施也是完全必要的。

最后还应指出，为了防止当函数变化剧烈时，式（3-8）所示的判据已得到满足，而所求得的最优值 $f(X^{(k+1)})$ 与真正最优值 $f(X^*)$ 仍相差较大；或当函数变化缓慢时式（3-10）虽已得到满足，而所求得的最优点 $X^{(k+1)}$ 与真正的最优点 $X^*$ 仍相距较远，往往将前面两种判据结合起来使用，即要求前面两种判据同时成立。至于第三种判据[式（2-12）]则仅用于那些需要计算目标函数梯度的最优化方法中。

## 3.2 单曲柄双摇杆驱动机构的优化设计

在第二章中建立了驱动机构相关参数的数学模型。

单曲柄双摇杆机构是最简单的一种单自由度扑翼运动实现形式，效率高、重量轻、容易微小化。其缺点是两边的扑翼动作（扑翼角、角速度）不完全对称，有一个相位差。这就导致微扑翼飞行器左右翅翼产生的气动力不相等，在试飞过程中也时常发生微扑翼飞行器向左或者向右倾斜栽落的现象。

针对这种现象和发生这种现象的翼展为 400mm 左右的微扑翼飞行器的驱动机构，本文从其两边扑翼动作的不对称性着手，在一定的约束条件下，对数学模型（2-6）、（2-7）两式进行优化设计，使得优化后的机构尺寸能让驱动机构两边的扑翼角之差、角速度之差的幅值在运动周期内尽可能的小，以达到提高微扑翼飞行器扑翼动作对称性的目的。

该驱动机构初始参数为：曲柄 $l_1$=5.5mm，连杆 $l_2$=18.0mm，摇杆 $l_3$=10.0mm，支点距 $l_4$=20.9mm，安装角 $\gamma$=55°。另外，微电机转速为 20000r/min，减速传动比为 30。

### 3.2.1 优化目标函数

数学模型(2-6)、(2-7)式中的 $\alpha$ 是对应于曲柄位置的变量。曲柄转动一圈，$\alpha$ 从 0 变化到 $2\pi$。笔者曾将 $\alpha$ 离散常量化处理，即在 0～360° 取一系列 $\alpha$ 值，采用传统优化方法进行优化，但是优化结果并不理想，得到的都是局部最优值，这主要是因为表达式(2-6)、(2-7)都是分段函数的缘故。

为了解决分段函数给优化带来的不便，并考虑到优化目的是为了使表达式(2-6)、(2-7)的幅值在约束条件下同时达到最小，并且表达式虽然是分段的，图形

却是连续的，故用辛普森求面积法[48]求出表达式(2-6)、(2-7)的图形与坐标轴围成的面积，同时加以无量纲化[49,50]处理得：

$$f_1(X)=\frac{\int_0^{360^\circ}\Delta\phi(\alpha)d\alpha}{360\Psi} \tag{3-13}$$

$$f_2(X)=\frac{\int_0^{360^\circ}\Delta\omega(\alpha)d\alpha}{360W} \tag{3-14}$$

其中

$\Psi$——$\Delta\phi(\alpha)$的幅值

$W$——$\Delta\omega(\alpha)$的幅值

$$X=(l_2,l_3,l_4,\gamma) \tag{3-15}$$

并将此面积表达式(3-13)、(3-14)作为优化目标函数。这样既解决了优化数学模型的分段问题，又把$\alpha$消化在求面积的过程中了，同时还为将来直接构造综合评价函数奠定了基础。

### 3.2.2 优化参数、约束条件与优化方法

（1）优化参数

优化参数的选取，主要由设计参数决定。根据本文的优化目标函数和实际情况，取下述量作为优化参数：连杆长度$l_2$，摇杆长度$l_3$，支点距$l_4$，安装角度$\gamma$。

曲柄长度越短，$\Delta\phi(\alpha)$与$\Delta\omega(\alpha)$的幅值越小，但是考虑到曲柄越短，所需驱动力矩越大，所以曲柄长度取为定值。

（1）约束条件

扑翼飞行器是一个多学科的交叉研究领域，驱动机构不仅要满足机械学条件，使得其传动灵活高效、简单紧凑，还要满足其他学科所要求的条件，才能保证微扑翼飞行器的整机性能。本文将约束条件分为如下两类：

1)机械学条件

根据曲柄摇杆机构的设计理论和设计尺寸要求，确定优化参数的机械学条件如下：

连杆长度 $17.0\text{mm}\le l_2\le 20.0\text{mm}$ (3-16)

摇杆长度 $9.0\text{mm}\le l_3\le 13.0\text{mm}$ (3-17)

支点距 $18.0\text{mm}\le l_4\le 23.0\text{mm}$ (3-18)

安装角度　　$50° \le \gamma \le 60°$　　(3-19)

曲柄存在条件　　$l_1 + l_2 \le l_3 + l_4$　　(3-20)

最小传动角条件　　$\min(\theta_1, \vartheta_2) \ge 40°$　　(3-21)

$$\theta_1 = 57.3 * \arccos\frac{l_2^2 + l_3^2 - (l_4 - l_1)^2}{2l_2 l_3} \quad (3\text{-}22)$$

$$\theta_2 = 180° - 57.3 * \arccos\frac{l_2^2 + l_3^2 - (l_4 + l_1)^2}{2l_2 l_3} \quad (3\text{-}23)$$

2)仿生学条件

设摇杆运动到最顶端与水平面夹角为$\psi_1$，运动到最底端与水平面夹角为$\psi_2$,鸟类的扑翼角幅值为$\psi$，则

$$\psi_1 = \max(\phi(\alpha)) \quad (3\text{-}24)$$

$$\psi_2 = \min(\phi(\alpha)) \quad (3\text{-}25)$$

根据仿生学统计规律[4]：鸟类的扑翼角幅值$\psi = \psi_1 - \psi_2$一般都不小于 50°，且有$\psi_1 > |\psi_2|$，所以仿生学条件为：

$$\psi \ge 50° \quad (3\text{-}26)$$

$$\psi_1 > |\psi_2| \quad (3\text{-}27)$$

（3）优化计算方法

对表达式(10)、(11)两个目标函数的优化问题，也就是多目标多变量非线性函数优化的问题。利用线性加权法构造了综合评价函数：

$$f(X) = C_1 f_1(X) + C_2 f_2(X) \quad (3\text{-}28)$$

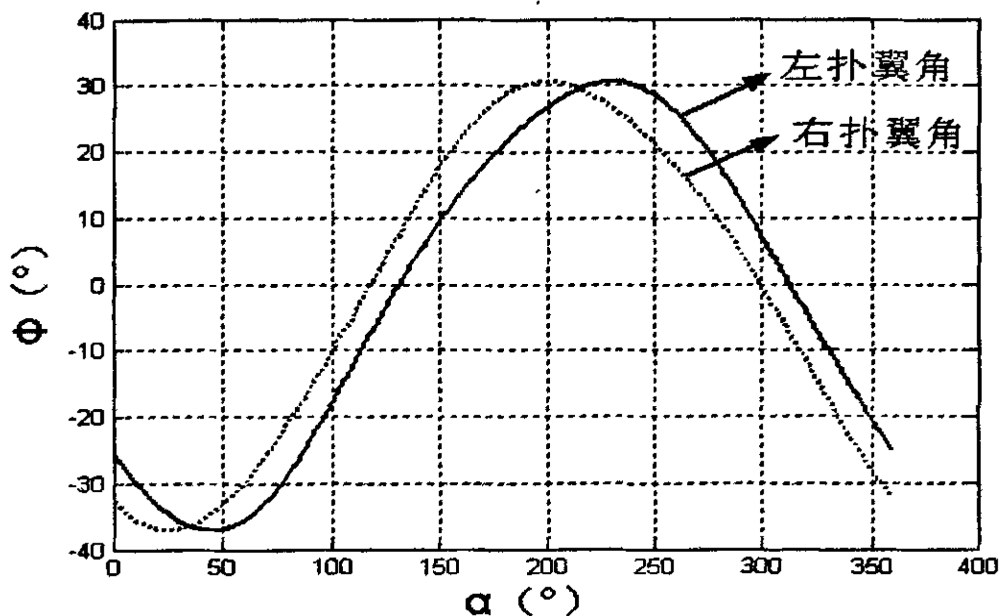
其中$C_1 + C_2 = 1$，即$(C_1, C_2)$应满足$(x, 1-x)$，其中$x$=0.1，0.2，…，1.0。权系数$C_1$、$C_2$的选取，应以扑翼角之差和角速度之差对微扑翼飞行器运动对称性的重要程度和二者面积的大小来进行综合考虑，才能得出比较理想的结果。经过不断的试验和验算，最终选取的加权系数值为$C_1$=0.5，$C_2$=0.5。至此本文的优化问题已转化为一个单目标有约束多变量非线性优化问题。采用模式搜索法[51]进行优化。

将以前设计参数值（$l_1$=5.5mm，$l_2$=18.0mm，$l_3$=10.0mm，$l_4$=20.9mm，$\gamma$=55°）作为初始点。优化后，得到的新数据为：$l_1$=5.5mm，$l_2$=19.35mm，$l_3$=12.85mm，

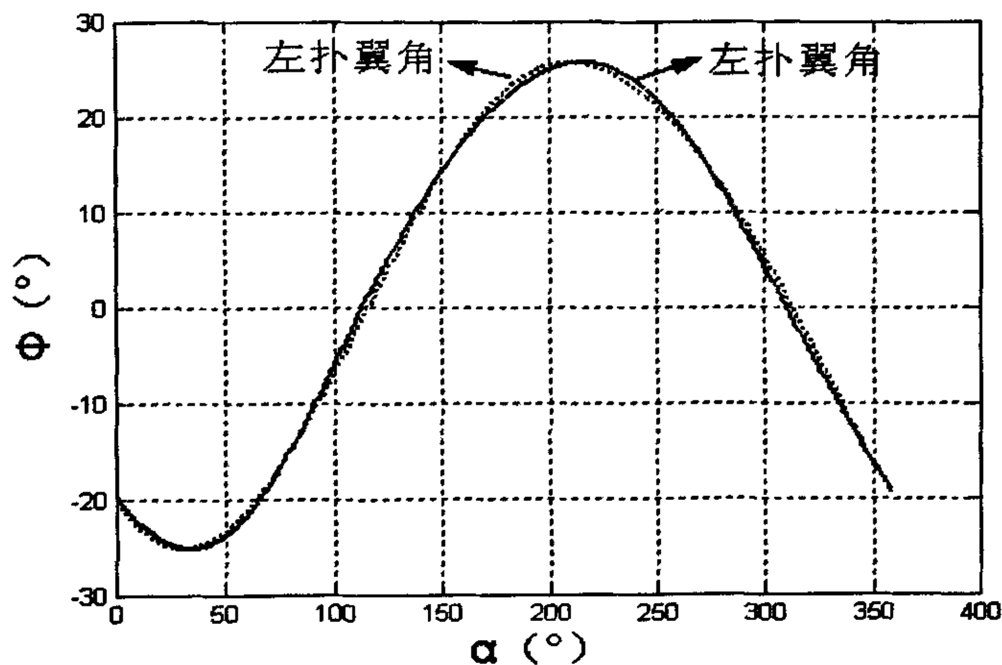
$l_4$=23.0mm，$\gamma$=57.4°。

### 3.2.3 优化前后的比较分析

摇杆与水平面的夹角为扑翼角。当摇杆在水平面上方时，扑翼角为正，反之为负。当摇杆向下运动时，摇杆角速度为正，反之为负。

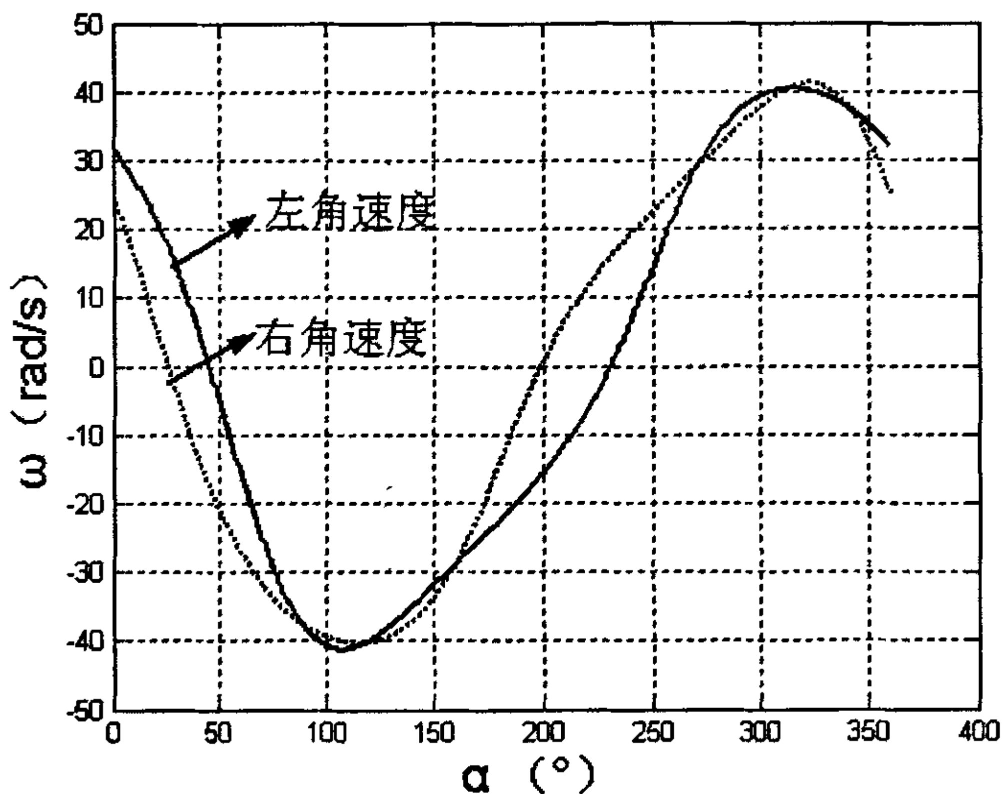



(a) 优化前的扑翼角

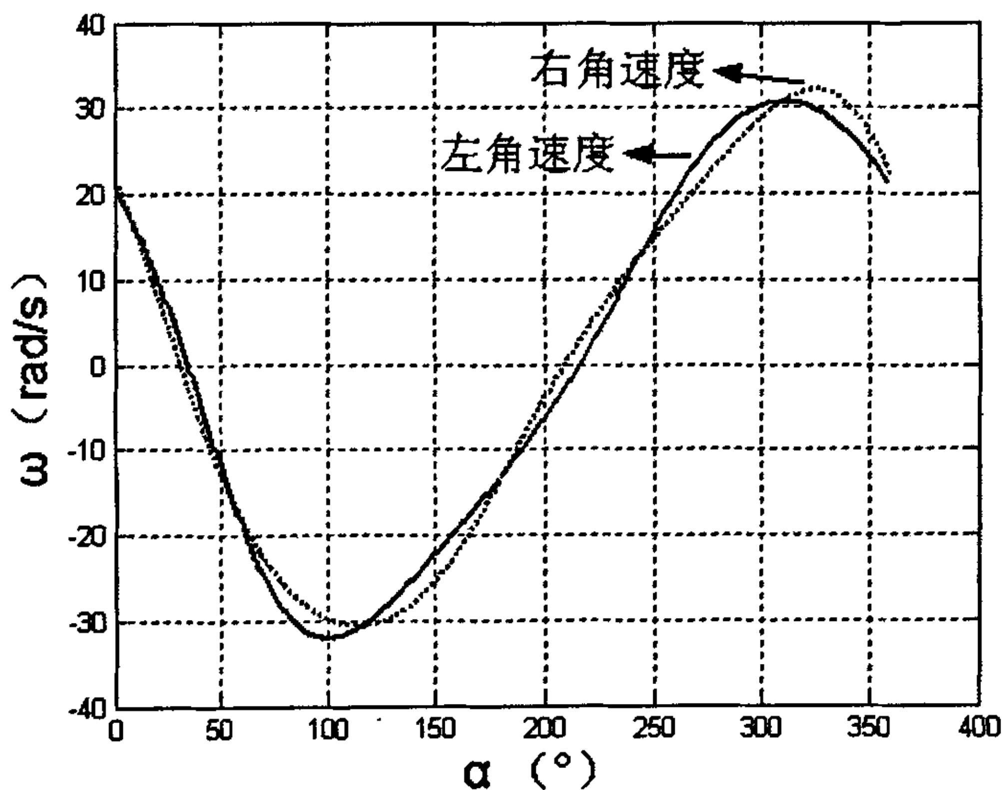



(b) 优化后的扑翼角

图 3-6 优化前后扑翼角的比较

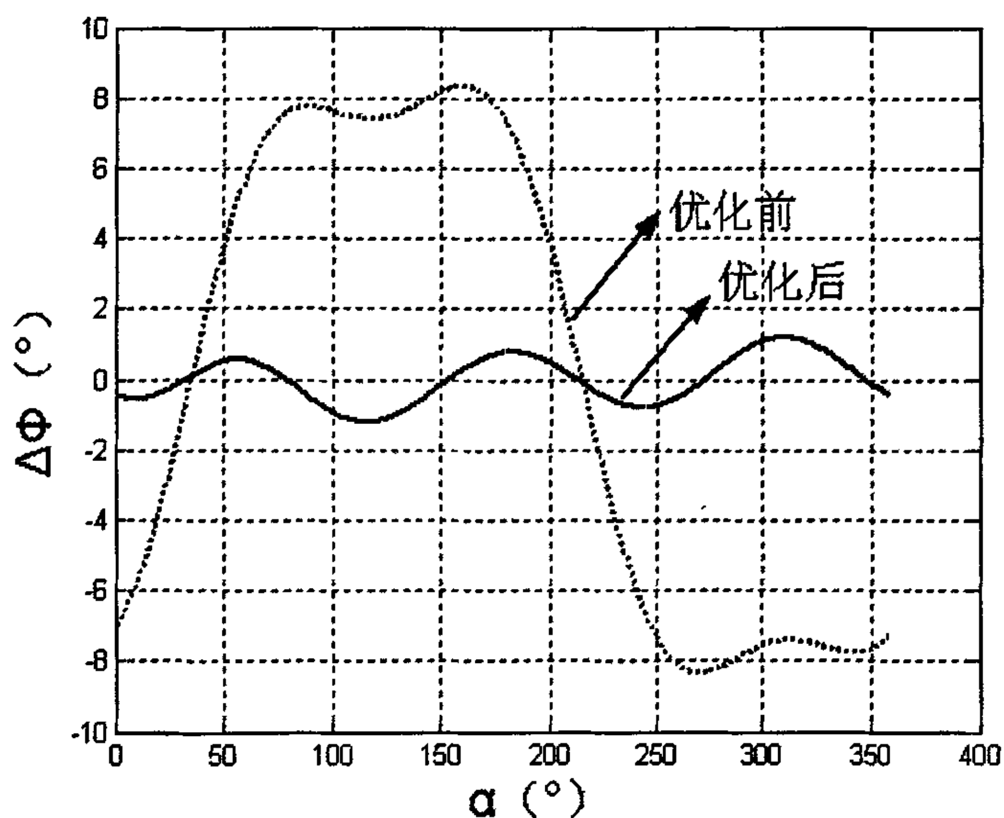



(a) 优化前的角速度

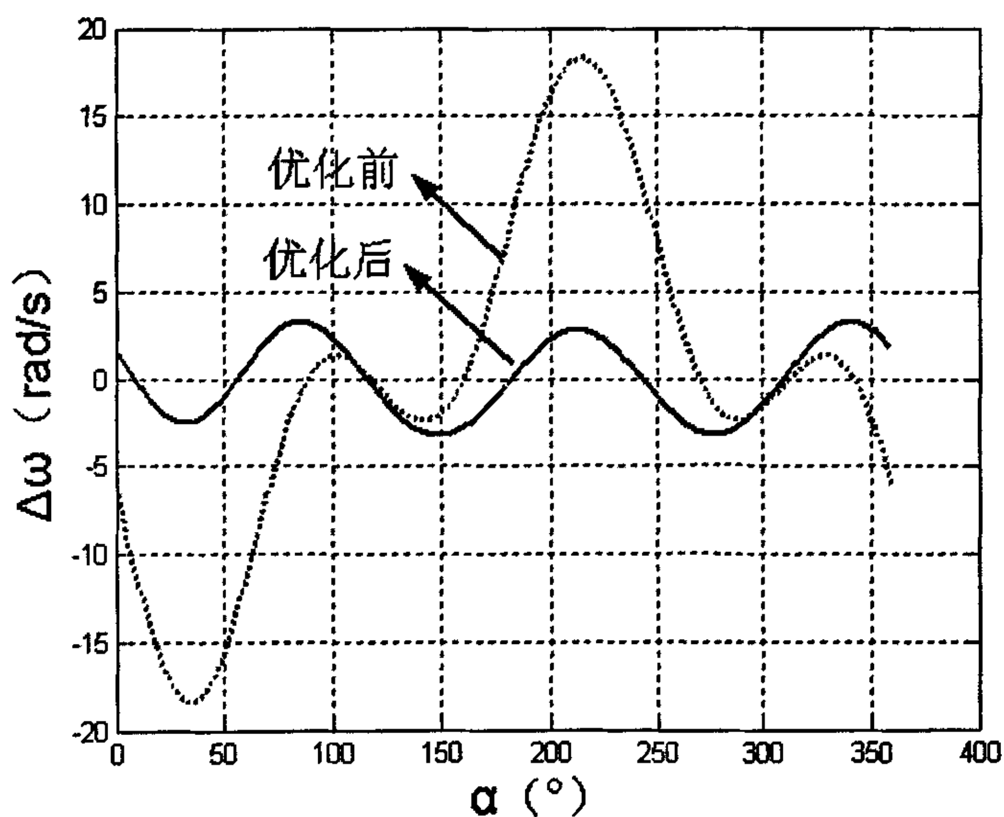



(b) 优化后的角速度

图 3-7 优化前后扑翼角速度的比较




(a) 优化前后扑翼角之差的比较




(b) 优化前后角速度之差的比较

图 3-8 优化前后扑翼角之差和角速度之差的比较

表 3-1 优化前后有关参数量值的对比

| | $\|\Delta\phi\|$最大值（°） | $\|\Delta\omega\|$最大值（rad/s） | $\psi$（°） | 最小传动角（°） |
|---|---|---|---|---|
| 优化前 | 8.35 | 18.39 | 67.68 | 40.69 |
| 优化后 | 1.29 | 3.32 | 50.74 | 56.74 |

从上面优化前后的参数曲线图和表 3-1 可知:

1) 优化前后$|\Delta\phi|$和$|\Delta\omega|$的最大值降幅分别为 84.6%和 81.9%，可见该优化达到了降低二者幅值的目的，提高了微扑翼飞行器的运动对称性。最小传动角比优化前提高了约 16°，相应地压力角也比优化前减小了 16°，所以该机构更加灵活高效；

2) 优化后扑翼角之差和扑翼角速度之差的图形近似为正弦或余弦曲线，并且在一个运动周期内有三个波峰和三个波谷；

3) 扑翼角幅值越小，扑翼频率越低，微扑翼飞行器运动对称性越高；扑翼角幅值越大，扑翼频率越高，微扑翼飞行器产生的气动力越大。可见运动对称性和扑翼产生的气动力之间是一个矛盾的关系。在设计和优化驱动机构的时候，既要使微扑翼飞行器能产生足够的气动力，又要兼顾到其运动对称性问题。

## 3.3 驱动机构优化设计的进一步讨论

上节中是从运动学设计的角度出发来优化驱动机构参数的。由于在飞行时受到空气动力作用，微扑翼飞行器的工作状态取决于其动力学状态，因而仅作运动学考虑恐怕是很初步的，还应研究机构的动力学性能，在动力学情况下的驱动机构优化设计才更具有实用价值。

驱动机构的动力学性能，应该主要考虑微扑翼飞行器的受力情况对电机输出特性的影响。在作运动学优化时，电机转速是假设恒为额定转速的，这样做简化了驱动机构的数学建模，但是在微扑翼飞行器试飞的时候，气动力肯定会降低电机的转速，这一点我们深有体会：试飞制作的微扑翼飞行器前，我们先要在室内观察一下它们的运动情况，是拿在手上试验的，这时候微扑翼飞行器的扑翼频率一般是 8Hz 左右。如果驱动机构转动灵活、扑翼动作没问题的话，我们再到室外空旷的地方进行试飞。在微扑翼飞行器在室外试飞时，其扑翼频率显著降低，一般为 5Hz 左右。

由此看来，微扑翼飞行器驱动机构的运动学优化与动力学优化的根本区别在于扑翼角速度的不同。具体情况将在第五章中讨论。

## 3.4 本章小结

本章首先对机械优化设计作了综述。在上一章驱动机构数学建模的基础上，通过数学模型在优化目的下的等价转换和无量纲化处理，构造了综合评价函数，利用模式搜索法进行了优化设计。驱动机构参数在优化前后的比较表明：该优化设计实现了提高驱动机构运动对称性的目的。最后在动力学优化方面对驱动机构的优化设计作了进一步的讨论。

# 第四章　扑翼飞行机理的探讨

自然界中的“微扑翼飞行器”——昆虫、鸟类等为什么能飞起来？它们靠什么产生升力与推力而产生的力又有多大？它们是怎样控制自己的躯体以适应周围气流变化的，甚至在恶劣的天气状况下都能够稳定飞行？这些扑翼飞行机理，特别是扑翼产生的气动力问题，是设计和制作仿生微扑翼飞行器的前提与理论基础。但是人们对昆虫、鸟类的飞行机理至今尚未了解清楚，大大影响了微扑翼飞行器走向实用化的进程。

在微扑翼飞行器的研究中，扑翼飞行机理是一个无法回避的问题，又是一个最困难的问题，人们很早就对此展开了工作，但至今未能建立起系统而普适的理论。这是因为自然界中的“微扑翼飞行器”种类繁多，形态、结构和尺寸等千差万别，有时候尺寸相近的扑翼飞行机理却可能大相径庭。再者，扑翼飞行机理是一个多学科交叉的研究领域，涉及到仿生学与低雷诺数空气动力学这两个正在发展中的前沿学科，这些都导致了扑翼飞行机理的探讨与分析是一项复杂而艰巨的任务。本章将在前人工作的基础上，从扑翼飞行的生物学原理和扑翼气动力的计算这两个方面对扑翼飞行的机理作进一步的探讨与分析。

## 4.1 生物扑翼飞行的机理

鸟类、昆虫以及蝙蝠等生物的扑翼飞行方式是与它们自身结构相适应的，它们出色的飞行能力是外因，其自身结构才是内因，只有真正弄清楚内因，我们才有可能达到它们外因的表现形式。本节分别从鸟类、昆虫的生理结构着手，研究它们的飞行特点与方式，探讨它们气动力产生的机理。

### 4.1.1 鸟类扑翼飞行的机理

鸟翼是适应飞行的主要器官，鸟翼的骨骼薄而轻，并且有些骨骼是中空的，很多骨骼为适应飞行生活而合并或消失[15]。通过对鸟类的研究资料的收集整理，鸟类扑翼飞行的机理主要有：

（1）鸟翼是一种轻巧的可变翼，下扑时翼面积大，以增大升力；上扬时翼面积小，可以减小阻力；

（2）鸟类通过羽毛和翅膀形状（展开、弯供和折叠等）改变飞行姿态，适

应不同情况下的飞行；

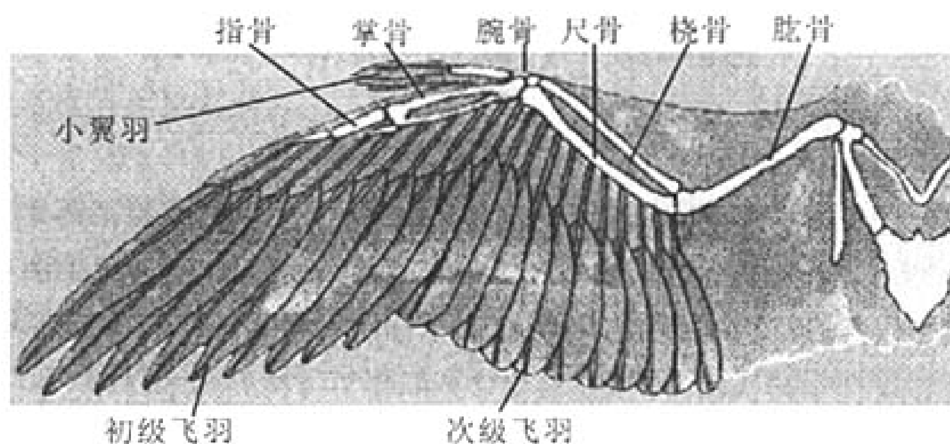



图4-1 鸟类翼的典型结构

（3）以腕骨为分界线，鸟翼可分为内翼和外翼，内翼主要产生升力，而外翼产生推力和部分升力，由此产生的净气动力分别形成向上飞行的升力和向前飞行的推力。

尽管鸟翼的形状与结构、尺寸等千差万别，但是鸟类的飞行方式只有三种：滑翔飞行、翱翔飞行与扑翼飞行。这三种飞行方式不是孤立存在的，每种鸟类都至少会两类飞行方式。扑翼飞行是所有鸟类都会的，这是鸟类最基本的飞行方式，滑翔与翱翔飞行并不是每种鸟类都使用的飞行方式。

滑翔是指从高处向下方滑行，鸟类在着陆时经常伴随有滑翔动作。翱翔是从气流中获得能量的一种飞行方式，并不消耗自身的能量。鹰和乌鸦等利用上升的热气流或障碍(倒如山、森林)处产生的上升气流进行翱翔，信天翁和海鸥等大型海鸟利用不断变化的水平风速产生的水平动气流进行翱翔飞行，不需要扑翼即可终日翱翔于海天之间。扑翼是鸟类依靠扑动双翼产生的气动力进行飞行的一种方式，通过消耗自身的化学能而获得飞行的动能与势能。任何鸟类的扑翼动作都可由下面四个动作构成：拍动（上下方向）、挥摆（前后方向）、扭转（左右方向）和折叠（左右方向）。这些运动都由自然生物多肌肉群所组成的复杂的肢体机构所驱动[30]。滑翔与翱翔虽然很少消耗甚至不消耗自身的能量，但是实现起来要有一定的条件才行，而鸟类靠扑翼方式在任何条件下都能飞行，所以鸟类扑翼飞行产生飞行所需气动力的机理才是我们应该首先研究与解决的问题。

传统的空气动力学理论建立在$10^6\sim10^8$间的雷诺数之上，而鸟类的雷诺数一般在$10^3\sim10^5$之间。研究分析表明：这两类雷诺数下的空气动力学性质是有很大不同的[53]。毫无疑问，鸟类的气动力应该用低雷诺数空气动力学理论来解释，但是目前其理论体系还不完善,未见到基于这一雷诺数之间的专著。套用传统气动力理论来进行计算，结果差强人意，可信度也令人怀疑。再加上鸟类自身结构

的复杂性，使得仿鸟气动力计算至今还是一个未解决的难题，有待于进一步研究。尽管如此，还是有一些理论如 Navier-Stokes 方程、面元法和 Delaurier 的条带理论的计算结果与实验符合较好，可以对仿鸟微扑翼飞行器的设计工作提供一定的理论指导。

对体形较大的鸟类飞行动作的大量观察发现，尽管它们的扑翼动作不一而同，但在正常水平飞行时，其扑翼动作大致可分为下扑和上扬两个阶段：下扑阶段是扑翼的主要阶段，所用时间比上扬阶段长，这时主羽展开，尽量增大翼展和受力面积；上扬阶段是为了使双翼回到最高点开始下一周期的扑动，是一种被动的回复过程，时间较短，上扬过程中翼尖关节弯曲、收拢，主羽散开以减小受到的空气阻力。

## 4.1.2 蜂鸟的飞行方式与机理

蜂鸟能固定在空中某处长时间盘旋，这让它在鸟类中独树一帜。科学家过去认为蜂鸟这样的行为更像昆虫，但美国科学家在 2006 年 6 月 23 日出版的《自然》杂志上报告说，他们研究之后发现，蜂鸟的飞行方式兼具昆虫和普通鸟类的特点。

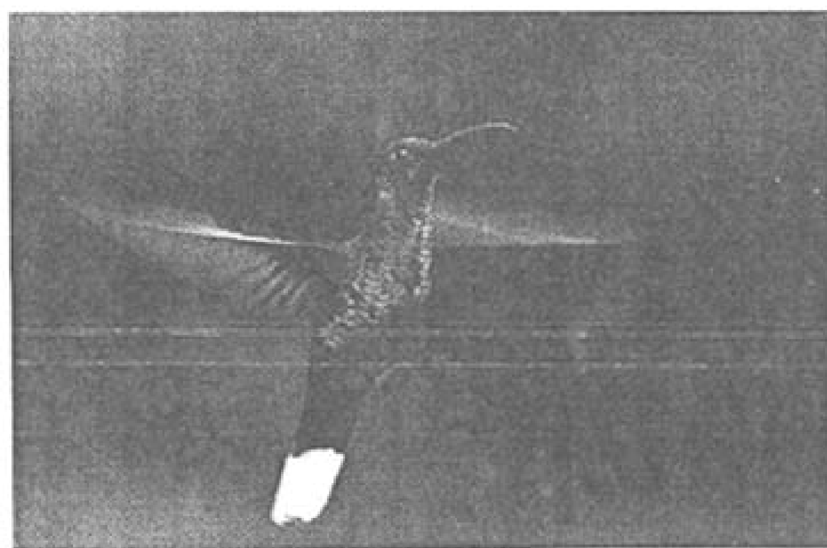


图 4-2 蜂鸟

美国俄勒冈州立大学的科学家报告说，他们通过观察蜂鸟飞行时周围的气流漩涡， 研究蜂鸟的飞行方式。他们首先训练蜂鸟在一个位置固定盘旋，同时从装有糖液的注射器中取食。科学家们然后在蜂鸟飞行的空间里加入微小橄榄油粒形成的“薄雾”，并用激光射线从各个角度照射蜂鸟的周围。最后，他们每隔四分之一秒就拍摄两张照片，捕捉油粒的形态。

从油粒的分布看，蜂鸟在上下拍动翅膀的同时会将身体上抬，翅膀向两边展开。为了获得升力，蜂鸟每次扇动翅膀时都将翅膀部分折叠，使之指向正确的方

向。科学家说，蜂鸟飞行时翅膀的姿势，与游泳者踩水时手和臂的动作类似，只是频率要快得多。

研究报告指出，其他鸟类飞翔时所需的升力全部来自翅膀下扇；昆虫飞翔的升力一半来自翅膀下扇，另一半则来自翅膀上扇；而蜂鸟飞翔的升力有 75%来自翅膀下扇，25%来自翅膀上扇。这说明，简单从空气动力学的角度判断，蜂鸟的飞行方式介于昆虫和普通鸟类之间。

这一发现有助于加深对鸟类空中盘旋技术进化的理解。蜂鸟虽与昆虫不同宗，但似乎学会了用鸟类的翅膀做出昆虫的飞行动作。鸟翅能够伸缩、弯曲和拱起，这是僵硬的昆虫翅膀做不到的。

### 4.1.3 昆虫扑翼飞行的机理

（1）昆虫翼的结构与飞行方式

蝴蝶、蜜蜂和蜻蜓等昆虫的翼在结构上都主要有两部分组成：翼脉和翼膜。翼脉包括沿翼展方向向外伸展的横脉和把横脉连接起来的纵脉，一般是秆线状的，刚度较大，而翼膜一般是面片状的，填充在纵脉与横脉围成的区域之间，柔度较大。它们的关系如同雨伞的伞骨和伞布一样，翼脉为翼膜提供支撑[53]。

从本质上讲，昆虫的翼属于悬背梁结构，它可以承受空气力与惯性力的弯扭组合作用力。翼根处的质量和强度、刚度等都是昆虫翼上最大的地方，这使得翼的质量中心和惯性矩都向身躯处集中，增大了翼的柔度，减小了惯性阻力。当昆虫在飞行中碰到障碍物时，也会象风中芦苇一样弯而不折，并在离开碰撞物后迅速恢复原状。另外，昆虫的肌肉与神经只到翼根处，昆虫翼上是没有肌肉和神经的，这与鸟类不同，昆虫翼根处的特征就为其控制飞行是翼的动作提供了便利，这也是昆虫扑翼频率那么高而双翼却还能做复杂动作的主要原因之一。

蝴蝶、蛾子等鳞翅目昆虫翅翼上的鳞片形成了美丽的图案，试验研究发现这些鳞片能够增加 15%的升力[16]。苍蝇几乎透明的翅膀上覆盖着大量的微小绒毛，一些更小的昆虫，其翅膀是毛发状的而不是薄膜状的。理论和试验结果表明：对于雷诺数小于 1000 的翅膀，薄膜状的翅膀具有优越性；而对于雷诺数小于 100 的情况，自然界的昆虫翅膀既有薄膜状的，又有毛发状的；当雷诺数小于 10 时，翅膀已经不再适用。

总的来说，身躯细长的昆虫一般具有狭长的翅翼；具有短椭圆形躯干的昆虫一般具有宽阔的翅翼。

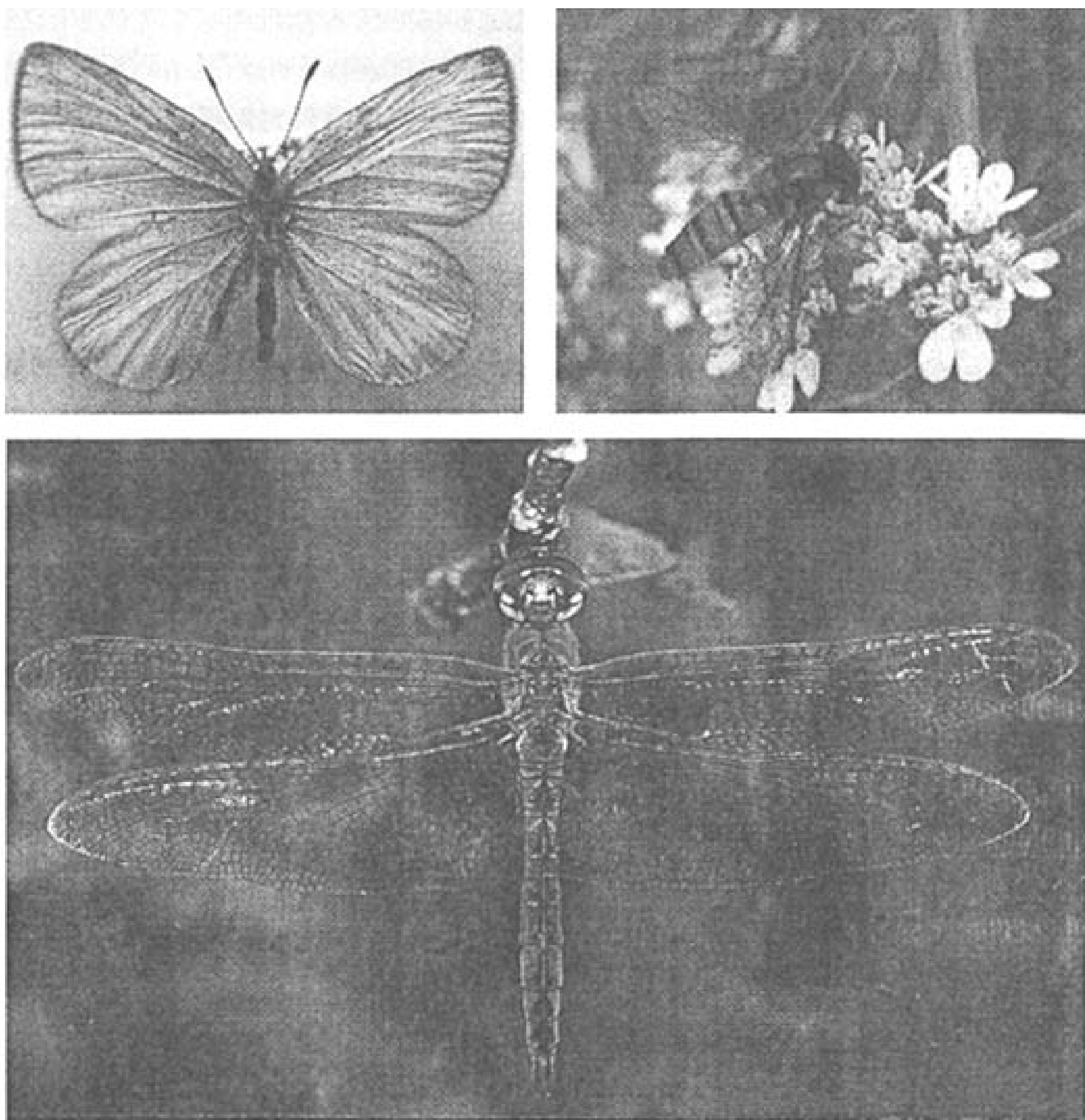


图 4-3 昆虫翼的结构

上节说过，鸟类的飞行方式有滑翔、翱翔和扑翼三种。可是对于昆虫来说，所有昆虫都没有滑翔的飞行方式；扑翼飞行是昆虫飞行时必不可少的方式；翱翔是昆虫可利用但是不能独立运用的一种飞行方式，即昆虫利用上升的热气流或障碍(倒如山、森林)处产生的上升气流进行翱翔时，也必须辅以扑翼飞行，而鸟类在翱翔时双翼是可以不动的，这又是昆虫与鸟类的又一个差别，深层次的原因则是鸟类与昆虫翱翔时各自的雷诺数不同造成的。

昆虫翅膀的生理结构决定了它们在扑翼过程中没有折叠动作，不过昆虫扑动、扭转与挥摆运动的幅值比鸟类要大得多，而且运动方式也复杂的多。

（2）昆虫气动力机理

昆虫种类繁多，它们的飞行雷诺数范围也很广，从 10 到 10000 都有分布。本文着重讨论昆虫飞行机理中的气动力机理研究，这应该从低雷诺数非定常空气

动力学着手，但是目前人们对这一雷诺数范围下的空气动力学性质了解很有限，还处在研究和探索阶段。尽管如此，人们还是取得了不少研究成果，掌握了部分昆虫产生高升力机理的奥秘。目前人们掌握的昆虫产生高升力的机制有如下几种：延后失速、旋转环流、尾流捕获[54]和 Weis-Fogh 机制。其中前三种是从实验中得到的，Weis-Fogh 机制是 Weis-Fogh 在研究小黄蜂等昆虫生物学资料的基础上，提出的一种能产生瞬时升力的机制。

1）延后失速（Delayed Stall）

昆虫的振翅频率较高，攻角增大到失速角后，翼切断产生升力的气流还需要一定时间，所以昆虫翼不会立即失速。翼前缘涡流的存在，失速的最初阶段实际上增加了升力。翼前缘涡流只在翅前缘上方和后方形成，很像长的圆柱形旋涡，由此在翼上方形成的极低气压产生了巨大的升力。涡流极快地在翼上分离，散布到昆虫的尾流中，这本来会造成升力突然下降，但是由于昆虫振翅时间极短，涡流产生后翼迅速向反方向旋转，在前一次涡流消失时，在反方向立即形成一个新的涡流。这样，昆虫翼上方始终保持一个低压区，所以昆虫在扑翼的任一时刻都是有升力产生的。

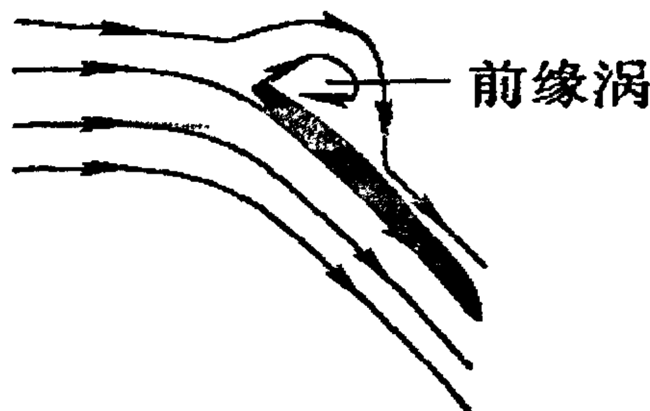



图 4-4　延后失速

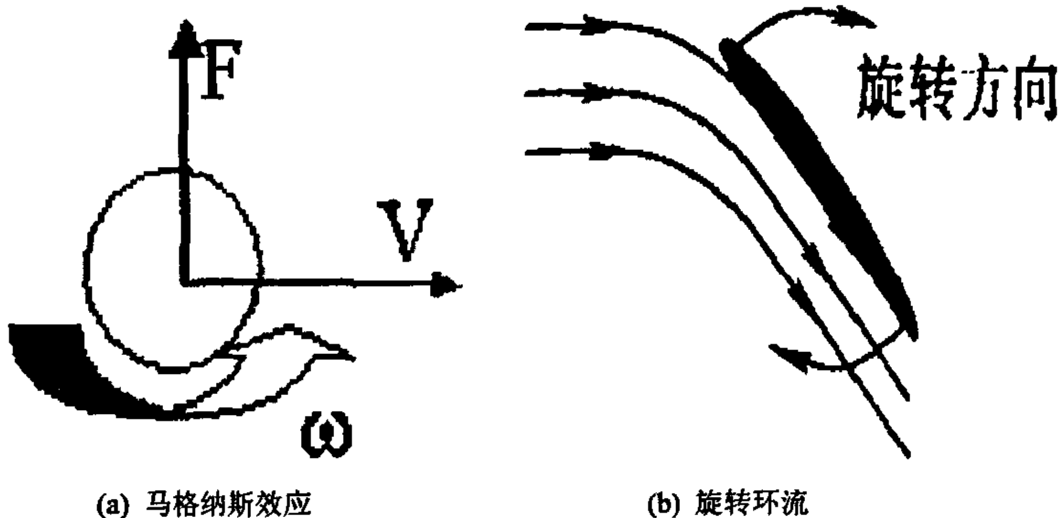
2）旋转环流（Rotational Circulation）

解释什么是旋转环流，我们不妨先了解一下马格纳斯效应（Magnus Effect）。马格纳斯效应是关于棒球的物理学现象，棒球在只做旋转运动时，其表面附近的空气也随之流动，且二者运动速度相同，这时棒球表面的压强是处处相等的。棒球被击打出去后，它在做平动的同时也在绕自身轴线转动，根据速度叠加原理，上下必有一边的空气流速较大，由伯努利原理可知，空气流速大的地方压强小，棒球会向压强小也就是流速大的一方偏转[55]。

如图 4-4(a)所示，当棒球向右平动时，根据空气动力学的相似条件，这时相当于棒球静止而气流向左运动。当该球同时做图示方向的转动时，其上半部表面

的空气由于边界层效应会使本来向左的空气流速加快，而下半部表面空气流速会减低，所以棒球上部气流流速大、下部气流流速小，球向上方偏转。

旋转环流的原理马格纳斯效应相似，翼要产生向上的力，其旋转必须发生在上拍或者下拍动作快要结束的时候，这时翼前缘的翻转线速度恰与翼平动速度方向相反，根据马格纳斯效应，会产生向上的力。




(a) 马格纳斯效应　　　　　　　　　　(b) 旋转环流

图 4-5 马格纳斯效应与旋转环流

3）尾流捕获（Wake Capture）

尾迹干涉是指翅膀在上扇与下扇转换阶段，翅膀以相反方向遇到转变前扇翅过程所产生的空气流动，这种干涉会增加翅膀与空气之间的相对速度，给翅膀增加额外的气动力。




图 4-6 尾流捕获

4）Weis-Fogh 机制

昆虫的双翼扑动到最高点时，两翼面保持对应翼脉平行的合在一起，然后翼前缘绕翅后缘快速的分开，这时空气迅速向两翼之间流动，并随着两翼的向外分开而形成一种环绕翼面流动的空气环流，其结果是在向下扑翼的开始阶段产生很大的升力。当两翼面张开到一定程度时，两翼面彻底分开，分别继续作平动。这就是Weis-Fogh机制。脉翅目，鳞翅目，半翅目，直翅目的昆虫均能利用该机制

产生高升力。然而对于Weis-Fogh机制背后的力学原理，人们还未彻底掌握。

### 4.1.4 鸟类与昆虫扑翼飞行的异同

在讨论鸟类与昆虫扑翼飞行的异同之前，我们先讨论一下常规飞行器与它们的区别与联系：

（1）常规飞行器飞行雷诺数一般在$10^6 \sim 10^8$之间，鸟类与昆虫的飞行雷诺数一般在$10 \sim 10^5$之间。显然，鸟类与昆虫的飞行雷诺数范围跨度比常规飞行器的大很多，涉及到的空气动力学原理也复杂的多。

（2）常规飞行器的翼都是刚性翼，鸟类与昆虫的翼都可以有较大幅度的变形，属于柔性翼。

（3）常规飞行器采用固定翼或者旋翼方式飞行，鸟类与昆虫都是以扑翼方式飞行的。

（4）在飞行速度上常规飞行器远远超过鸟类与昆虫，但是在航程/能耗比常规飞行器又远远落后于鸟类与昆虫，如 3 厘米长的海蜻蜓能够连续飞行 1000 公里，身长只有 25 厘米的金储鸟可在海洋上空飞行 4000 公里而体重只减轻 60 克。

一句话，常规飞行器的产生不过一百多年的历史，而昆虫和鸟类令人惊叹的飞行能力与技巧则是几千万年的漫长进化的结果。常规飞行器的研制受到了鸟类飞行的启发，微扑翼飞行器的研制更需要向昆虫和鸟类等自然界中的“微型飞行器”借鉴和学习。

鸟类与昆虫虽然有区别，但是并没有明确的分界线，如最小的鸟类——蜂鸟就兼具有鸟类与昆虫的飞行特征。从前面的结构分析、运动分析和机理分析可得出关于鸟类和昆虫扑翼飞行的典型差异及其对微扑翼飞行器设计的一些借鉴：

（1）鸟类的飞行雷诺数一般在$10^3 \sim 10^5$之间，昆虫的飞行雷诺数一般在$10 \sim 10^4$之间。飞行雷诺的差异导致了鸟类与昆虫结构与飞行机理上的不同，如鸟类一般都具有流线型躯体结构，而昆虫则不具有。

（2）鸟类的翅膀运动是由肌肉直接驱动的，而昆虫的翅膀上没有附着肌肉，其运动是由根部的骨骼变形所产生的，翅膀的运动状态只能从根部来控制。所以昆虫翅翼的驱动方式为微扑翼飞行研究提供了一个相对简单的模型。

（3）鸟类能够主动改变翅膀的几何形状如伸展、拱起等以获得最佳的气动力特性；昆虫翅膀的变形是在根部控制作用与空气阻力作用下的被动变形。所以对于特征尺寸较大的仿鸟微扑翼飞行器，翅翼可以通过在关节处设置微型驱动以及柔性铰链来获得主动变形；而特征尺寸较小的仿昆虫微扑翼飞行器，可以通过

合理的翅翼形状与翅脉布局来获得被动变形。

（4）昆虫飞行时的扑翼频率要远大于鸟类，而且翅膀的扭转角与挥摆角也要大得多。故仿鸟扑翼飞行器的驱动机构可考虑采用精密机械传动机构，而仿昆虫微型扑翼飞行器的驱动机构可考虑采用静电驱动、压电驱动、形状记忆合金等MEMS 驱动方式，并使激励频率等于运动机构的自然频率以使其工作在共振状态下。

（5）鸟类和昆虫扑翼飞行过程中单位体重所需要的能量不同。如鸽子持续飞行所需要的能量为20w/kg，而昆虫飞行所需的能量仅为其 1/3 左右。这一点可以为微扑翼飞行器的动力选取及重量分配提供借鉴。

（6）除了通过两侧翅翼拍动方式的改变来控制飞行姿态外，鸟类还可依靠遍布羽毛的尾翼来提供额外升力以及控制飞行姿态；昆虫可以依靠躯干提供辅助的姿态控制，某些昆虫能够通过改变自身各部分的相对位置来控制飞行，例如，对于像蜻蜓这类昆虫，由于其腹部较长，能够弯曲甚至卷曲，因此腹节对飞行的控制也其一定的作用。这一点可以为微扑翼飞行器的飞行控制策略提供借鉴。

明白了鸟类与昆虫的联系与区别，可以帮助了解一个微扑翼飞行器是仿鸟多一些还是仿昆虫多一些，从而做到有的放矢地设计和控制微扑翼飞行器。

## 4.2 仿鸟微扑翼飞行器的气动力作用机理

前面说过，扑翼飞行的机理，特别是扑翼产生的气动力问题，是设计和制作仿生微扑翼飞行器的前提与理论基础。人们在这方面花费了很多力气，展开了大量的研究工作，取得了很多研究成果，但是这些研究成果大多是用高深的空气动力学知识得到的，理论性很强而实用性不大，并且缺乏系统性。

笔者收集和阅读了大量的扑翼气动力机理和气动力计算的相关研究资料，通过对资料中气动力计算理论与公式、图形和结论等方面的整理和分析，发现仿鸟扑翼气动力的机理与计算问题比较复杂，不同的计算模型与边界条件会有不同的结果。就气动力的性质而言，各文献中提到的气动力一般是升力、阻力和推力这三种力，很少提到侧力这种气动力。而扑翼动作的不对称性和侧力的产生可能存在着一种紧密的联系。

所以从合力作用与分解的角度来看，笔者认为仿鸟微型扑翼飞行器所受气动力作用的机理如下：把一个扑翼动作周期分为下扑和上扬两个过程，每个过程以拍动为主，可伴随有挥摆、扭转、折叠等动作，不管其气动力产生机理如何，从仿鸟微型扑翼飞行器所受气动力作用合力来看，鸟类在下扑过程中，空气总是对鸟翼有一个斜向上的作用合力；在上扬过程中，空气总是对鸟翼有一个斜向下的

作用合力。这一个作用合力又可以按前后、上下与左右三个方向分解为三种类型的力——推力、升力与侧力。如果把前、上、外作为它们的正向，则三力的负值就是相应方向的阻力。这三个力分别对鸟的前飞、上下飞和转弯飞提供了相应的气动力。

这一假设机理为仿鸟微扑翼飞行器在试飞过程中时常发生向左或者向右倾斜栽落现象提供了力学解释：飞行过程中，驱动机构的运动不对称性产生了侧力，当侧力对微扑翼飞行器产生的扰动作用超出其飞行稳定性所能承受的范围时，就会发生上述现象。

## 4.3 扑翼气动力计算

扑翼产生的气动力问题，是设计和制作仿生微扑翼飞行器的前提与理论基础。在扑翼气动力计算的问题上，国内的孙茂[56-58]等人用 N-S 方程数值解和涡动力学理论，研究了模型昆虫翼作非定常运动时气动力特性，解释了昆虫飞行产生高升力的三个机制（不失速机制，拍动初期的快速加速运动，拍动后期的快速上仰运动）。昂海松等人通过非定常涡格法的计算，分析了仿鸟复合振动的扑翼气动特性。Delaurier 的条带理论在扑翼气动力计算中的应用也很广泛，如东南大学王姝歆[59]就用其对微扑翼飞行器产生的气动力进行了计算。

本节根据上面提出的气动力作用机理，利用 Delaurier 的条带理论[7]对微扑翼飞行器一维拍动模型进行了气动升力计算，计算结果将用于下一章的微扑翼飞行器动力学仿真中。

### 4.3.1 计算的对象与数据

如图 4-7 所示的单曲柄双摇杆类型的微扑翼飞行器是本节气动力计算的对象。其基本参数为：

曲柄 $l_1$=5.5mm，

连杆 $l_2$=18.0mm，

摇杆 $l_3$=10.0mm，

支点距 $l_4$=20.9mm，

安装角 $\gamma$=55°

微电机转速为 20000r/min，

减速传动比为 30，

翅膀翼展 400mm，

翅膀根部弦长120mm，

空气密度$\rho = 1.225 \times 10^{-3} g/cm^3$。

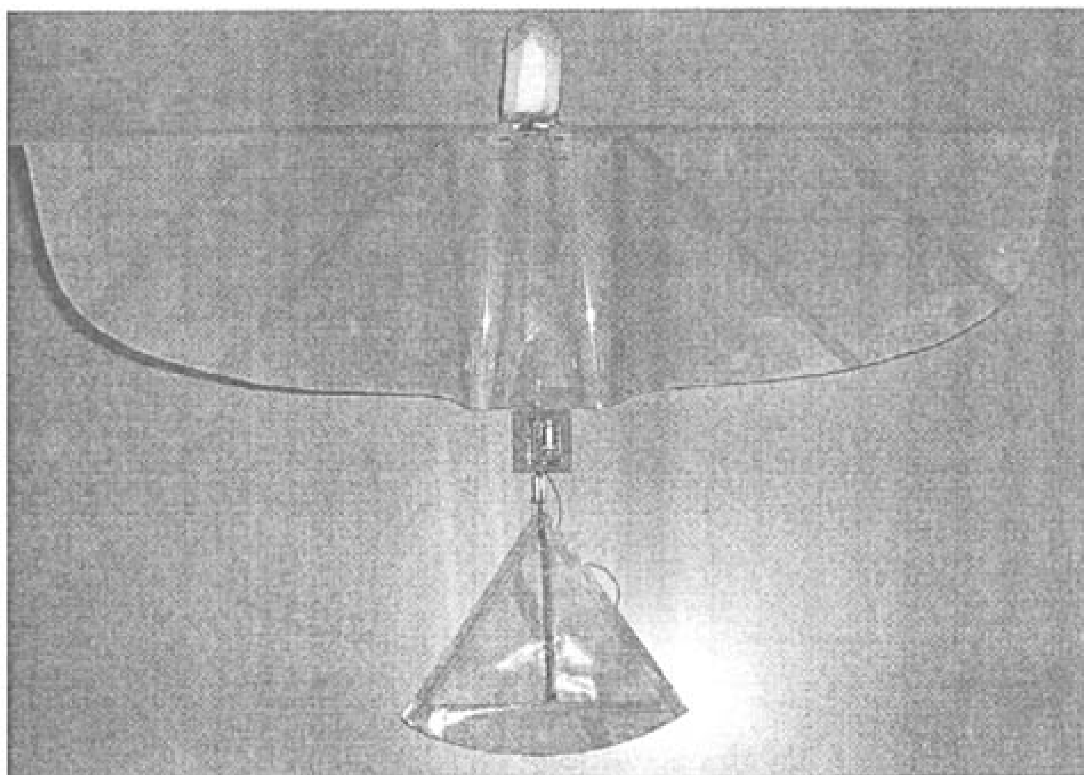


图 4-7 气动力计算的对象

## 4.3.2 条带理论下的气动力计算

我们所设计制作的微扑翼飞行器驱动机构是单曲柄双连杆类型的曲柄摇杆机构，从原理上讲，该驱动机构只能实现上下方向的扑动动作。本文根据上面提出的气动力作用机理，结合微扑翼飞行器的具体情况，对 Delaurier 的条带理论作了简化与修改，计算微扑翼飞行器作一维扑动时上下方向受到的气动力。

基于实际情况对微扑翼飞行器进行如下简化和假设：

（1） 与整机相比，两翼的质量只有整机质量的4%左右，忽略两翼质量，且两翼围绕两翼中轴线上下扑动，整机的质量集中于两翼中轴线处；

（2） 由于机身所产生的升力和轮廓阻力比起机翼的气动力来要小得多，计算时不考虑机身影响；

（3） 仰角为零，即机翼在水平面内上下扑动；

（4）电机匀速转动。

微扑翼飞行器的扑翼角、角速度等量值的计算见第二章所述。距拍打轴为$r$处的翼型气动中心处的的速度$V(t,r)$为：

$$V(t,r) = r\varpi(t) \tag{4-1}$$

计算扑翼气动力的 Delaurier 条带理论示意图如图 4-8，由于机翼的上下扑动而作用在单位长度机翼上的上下方向上的气动力为：

$$dF_L(t,r)=\frac{1}{2}C_L(\phi(t))\rho c(r)V^2(t,r)dr \tag{4-2}$$

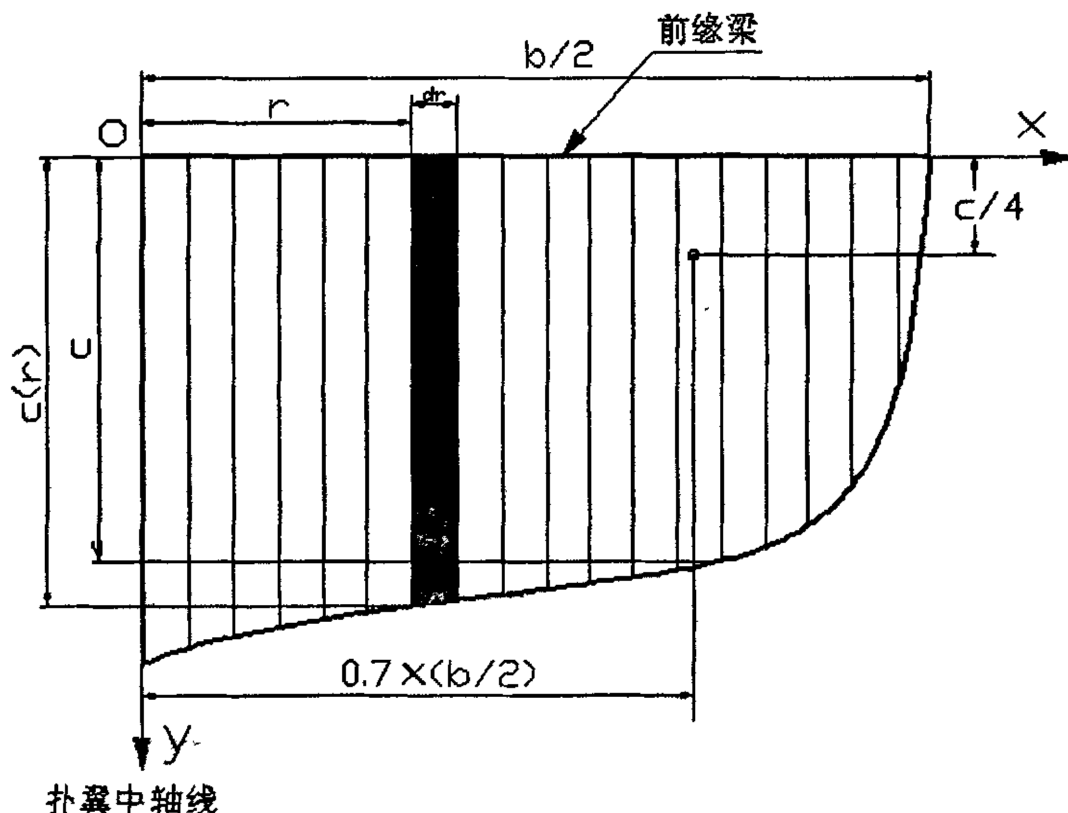



图 4-8 条带理论及气动中心示意图

其中 $dF_L$ 为作用在翼单元上的升力（或者说上下方向上的气动力），$\rho$ 是空气密度，$c(r)$ 是距两翼中轴线 r 处机翼的弦长，$V$ 为翅膀拍动的速度，$\phi(t)$ 为扑翼角，$C_L$ 为无量纲的升力系数，可以表达为扑翼角 $\phi(t)$ 的函数：

$$C_L(\phi(t))=0.225+1.58\sin(2.13\phi(t)-7.20) \tag{4-3}$$

把距两翼中轴线 r 处机翼的弦长 $c(r)$ 用平均弦长 c 代替，把式(4-3)代入式(4-2)得升力为：

$$dF_L(t,r)=\frac{1}{2}C_L(\phi(t))\rho c r^2\omega^2(t)dr \tag{4-4}$$

对 r 积分得：

$$F_L(t)=\int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}}\frac{1}{2}C_L(\phi(t))\rho c r^2\omega^2(t)dr=C_L(\phi(t))\rho c\int_0^{\frac{b}{2}}r^2\omega^2(t)dr$$

$$=C_L(\phi(t))\rho c\frac{b^3\omega^2(t)}{24} \tag{4-5}$$

上式即为微扑翼飞行器做一维拍动时的瞬时升力简化计算公式。

代入 4.3.1 节中微扑翼飞行器的相关数据，可得到一个周期内它受到的上下方向的气动力如图 4-9 所示，该计算结果将用于下一章中的动力学仿真。

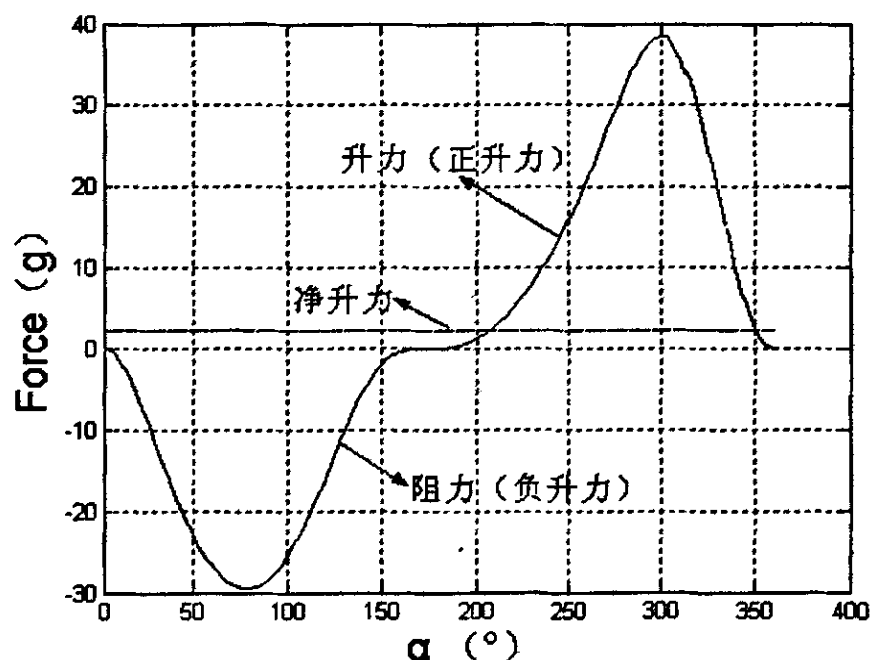



图 4-9 一个周期内上下方向气动力曲线图

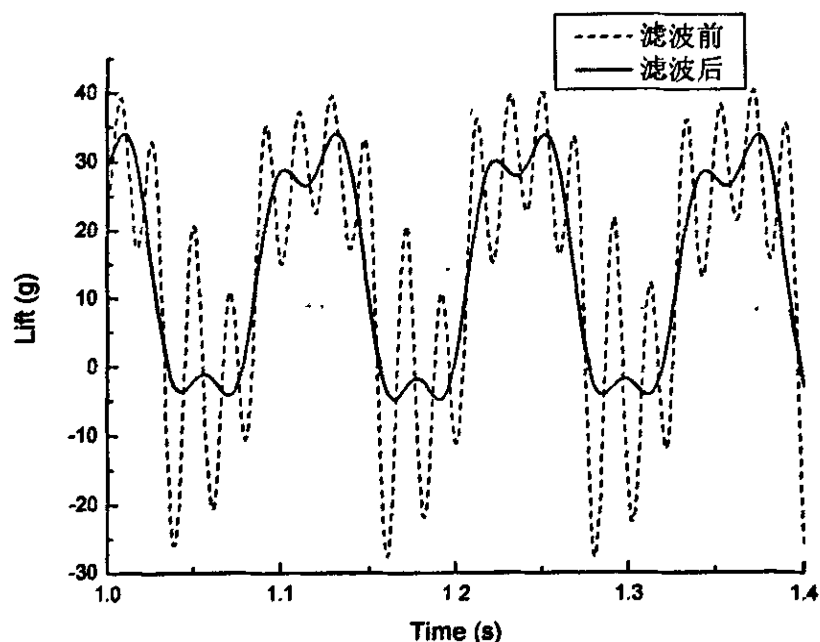



图 4-10 滤波前后升力随时间的周期变化曲线

同类型微扑翼飞行器作了风洞实验，得到的滤波后升力随时间的周期变化曲线如图 4-10 所示。仅就一个扑翼周期内的升力曲线而言，不论是在数值大小还是在曲线图形上，都比较接近。并且两者扑翼周期都约为 0.1s，升力基本上都主要产生在机翼的下扑阶段，这与 2006 年 6 月 23 日美国科学家在《自然》杂志上

报告的“其他鸟类（除蜂鸟外）飞翔时所需的升力全部来自翅膀下扇”结论是一致的。

## 4.4 本章小结

本章从鸟类与昆虫等生物扑翼飞行的机理和扑翼气动力的计算这两个方面对扑翼飞行机理作了深入的探讨与分析。

首先从鸟类、昆虫的生理结构着手，总结了它们的飞行特点与方式，探讨了它们气动力产生的机理，特别介绍了蜂鸟独特的飞行方式与机理，比较了鸟类与昆虫的生理结构与飞行机理的异同。针对微扑翼飞行器在试飞过程中发生的倾斜栽落的现象，从合力作用与分解的角度提出了一种气动力对微扑翼飞行器作用的机理，在受力上解释了上述现象发生的原因。然后根据这一气动力作用机理和条带理论，计算了微扑翼飞行器作一维扑动时上下方向受到的气动力，与风洞实验所得到的滤波后的升力曲线进行了比较，二者的结果比较接近。该气动力计算结果将用于下一章中的动力学仿真中。

# 第五章 微扑翼飞行器的动力学仿真

在前面的第三章中对驱动机构参数进行了运动学优化设计。由于在飞行时受到空气动力作用，微扑翼飞行器的工作状态取决于其动力学状态，因而仅作运动学考虑是比较初步的，还应研究机构的动力学性能，在动力学情况下的驱动机构优化设计才更具有实用价值。

驱动机构的运动学优化与动力学优化的根本区别在于是否考虑气动力对机构运动的影响，由此带来的扑翼角速度的不同。所以本章将在第四章扑翼气动力计算的基础上，将计算结果加载到微扑翼飞行器的整机仿真模型上，仿真其动力学状态下两翼扑动角速度的情况，为将来驱动机构的动力学优化设计奠定一定的基础。

## 5.1 微扑翼飞行器的仿真建模

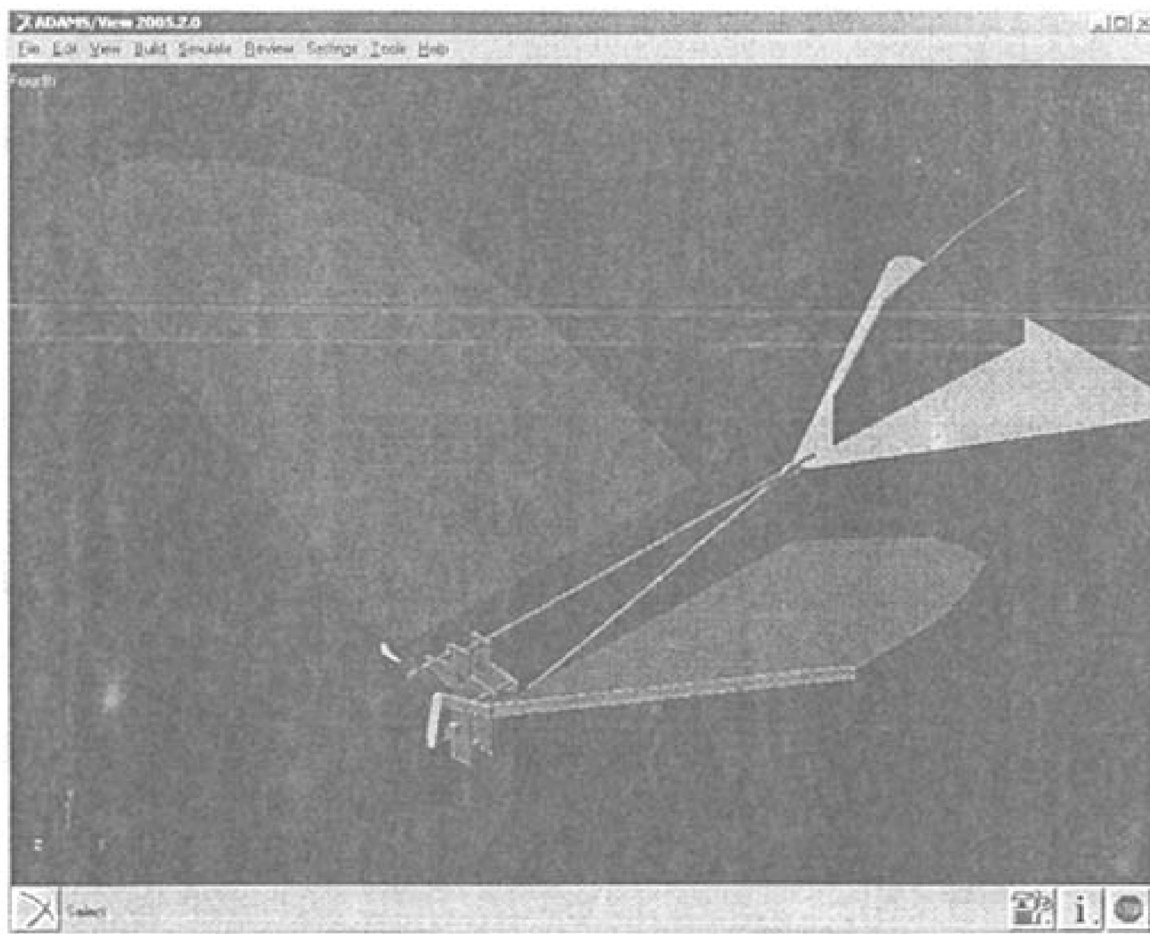



图 5-1 微扑翼飞行器的整机仿真模型

第四章气动力计算的对象是一架翼展为400mm的微扑翼飞行器样机，见图4-7。它是我们设计制作的众多扑翼样机中试飞表现最为出色的一架，现在仍按照它的结构、实际尺寸与材料等建立微扑翼飞行器的整机仿真模型，如图5-1所示。该模型的支架固定在大地上（Add to ground）。制作的微扑翼飞行器机身和驱动机构主要材料是碳纤维，它的杨氏模量（弹性模量）约为230Gpa，泊松比取值0.3，密度约为$1.3789\,g/cm^3$。由于ADAMS材料库中没有碳纤维，所以按照上述数据定义了碳纤维材料，以备相应零件选用。曲柄、连架杆等根据实际用材分别选用了ADAMS材料库中的铝、铁等材料。

整机模型建好后，使用ADAMS自带的模型自检工具对所建样机模型进行检测，以排除建模过程中隐含的错误，保障仿真分析顺利进行。自检结果表明建模无误。随后进行了运动学仿真，结果亦与第二章中的仿真结果一致。这都说明了该整机建模是正确的，可以进行下面的动力学仿真。

## 5.2 微扑翼飞行器的动力学仿真

### 5.2.1 机翼上气动力的加载

整机模型建好后，要对其作动力学仿真测试，首先要解决的就是扑翼气动力加载问题。

气动力加载与动力学仿真总的过程为：从Matlab中导出一个周期内的气动力数据——编辑调整后导入ADAMS中，生成气动力样条曲线并加进气动力函数里——在曲柄处施加平衡气动力的力矩——修改参数直到得出合适的仿真测试结果。

（1）气动力数据的导出

在第四章中利用Matlab软件计算了微扑翼飞行器一个周期内的气动力，在其M文件中添加下面一句程序

```
csvwrite('Force.txt' , FL)
```

即可把气动力计算数据导出在M文件同目录下的文本文件里（FL是气动力变量名），且该文本文件名称为Force.txt。

（2）气动力数据的编辑调整

气动力导出后不能直接导进ADAMS里，一是气动力数据初始值和所建模型的曲柄初始位置不对应，二是因为ADAMS对文本文件里的数据格式有一定的要求，所以气动力数据在导进ADAMS前必须进行相应的编辑调整。

第四章计算的气动力是双翼共同产生的总气动力，单位是克，现在要分别加

载到左右机翼上，一般认为两边机翼水平拍动时产生的气动力是相等的，所以气动力数据首先要把力的单位化为牛，再调整大小为原来的一半，最后把气动力数据初始值和所建模型的曲柄初始位置调整为一致。这样，才能在机翼下扑时加载上正确的升力数据，在机翼向上扑动时加载上正确的阻力数据。

ADAMS 对文本文件里二维数据的要求是同类数据纵向排为一列，列与列之间用空格而不能用其它标点符号隔开，否则 ADAMS 无法产生样条曲线。第一列是横坐标数据，对本文而言就是时间，在这列第一行写上 time，这样便于标识和调用生成的样条曲线。第二列是样条曲线的纵坐标数据，对本文而言就是扑翼气动力。同样地，在这列第一行写上变量名。值得注意的是，第二列的变量名就是 ADAMS 中样条曲线的名字。

（3）机翼上气动力的加载

模型的坐标原点是在驱动机构前支板上的曲柄轴孔的圆心，曲柄就是绕着原点转动的。气动中心位置见图 4-8 所示。根据计算，该模型初始状态下的气动中心坐标为：左机翼（-122，85.72，-28.18），右机翼（123.41，81.5，-25.18）。由于在初始状态下左右结构的不对称性，使得左右机翼的气动中心坐标值也不具有轴对称性。

仿真时是把气动力作为集中力加载到机翼气动中心上的，该集中力的大小和方向由导入数据生成的洋条曲线函数控制。气动力数据导入 ADAMS 并加载到左右机翼上的过程如下：

1）打开 File 菜单，选择 Import，其余设置如图 5-2 所示。

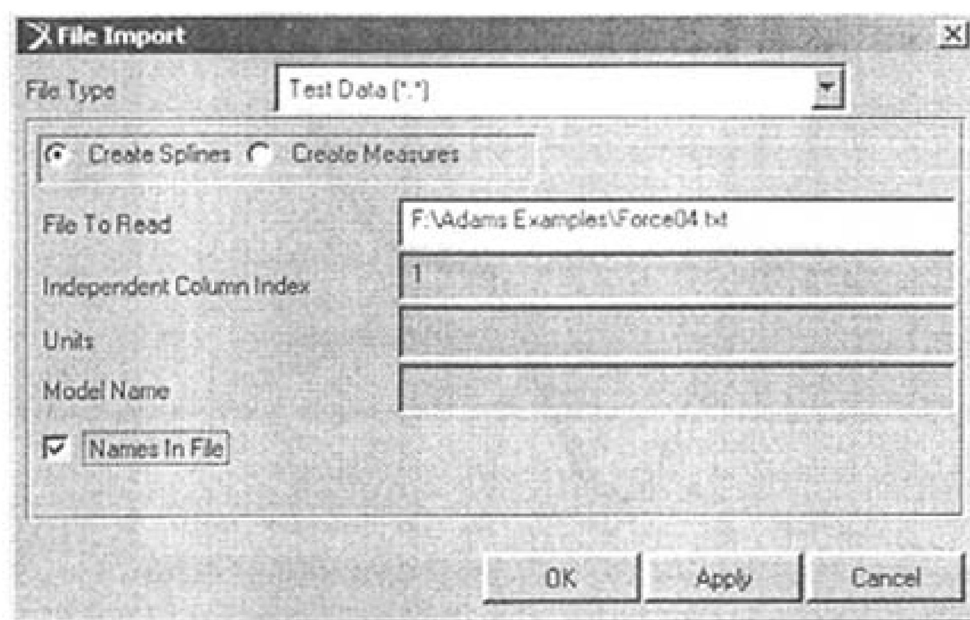
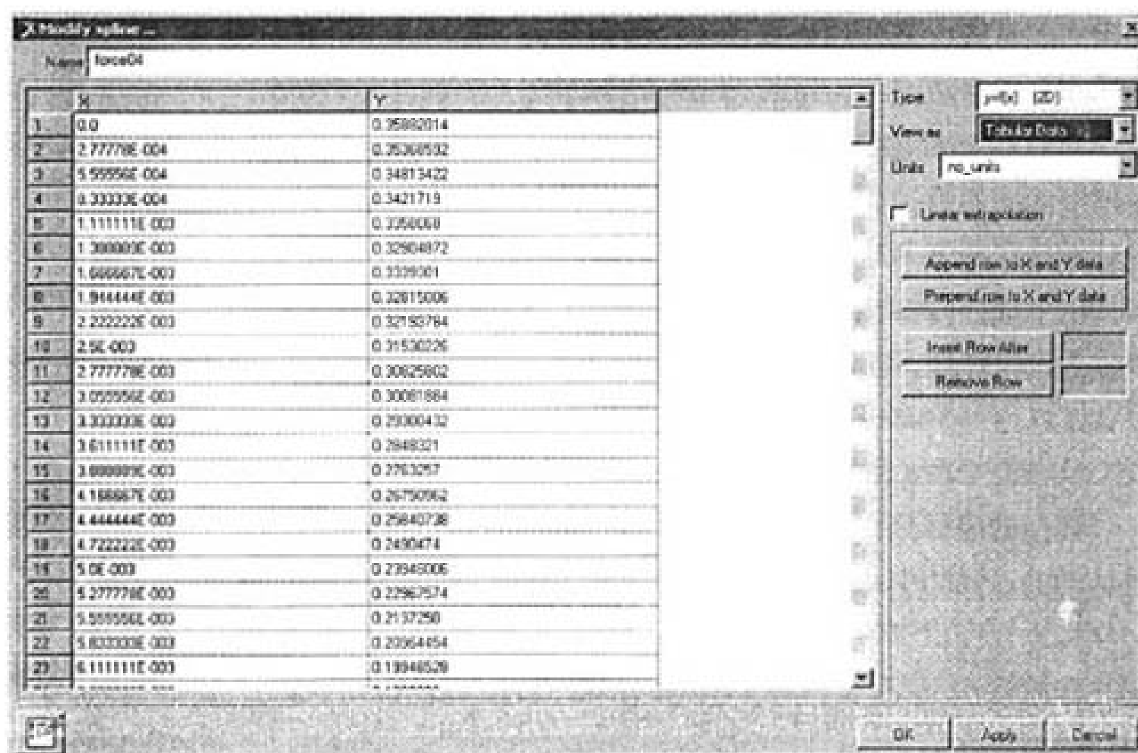



图 5-2 ADAMS 导入文本文件对话框

2）选择 Build 菜单→Data →Elements →Spline →Modify，会出现 Database Navigator 对话框，双击其中的样条曲线函数名（文本文件第二列数据的首行变

量名），会显示的导入的数据，如图 5-3(a)所示。选择该对话框右端的 View as Plot，就会显示导入数据生成的样条曲线图形，如图 5-3(b)所示。




(a) 导入的气动力数据

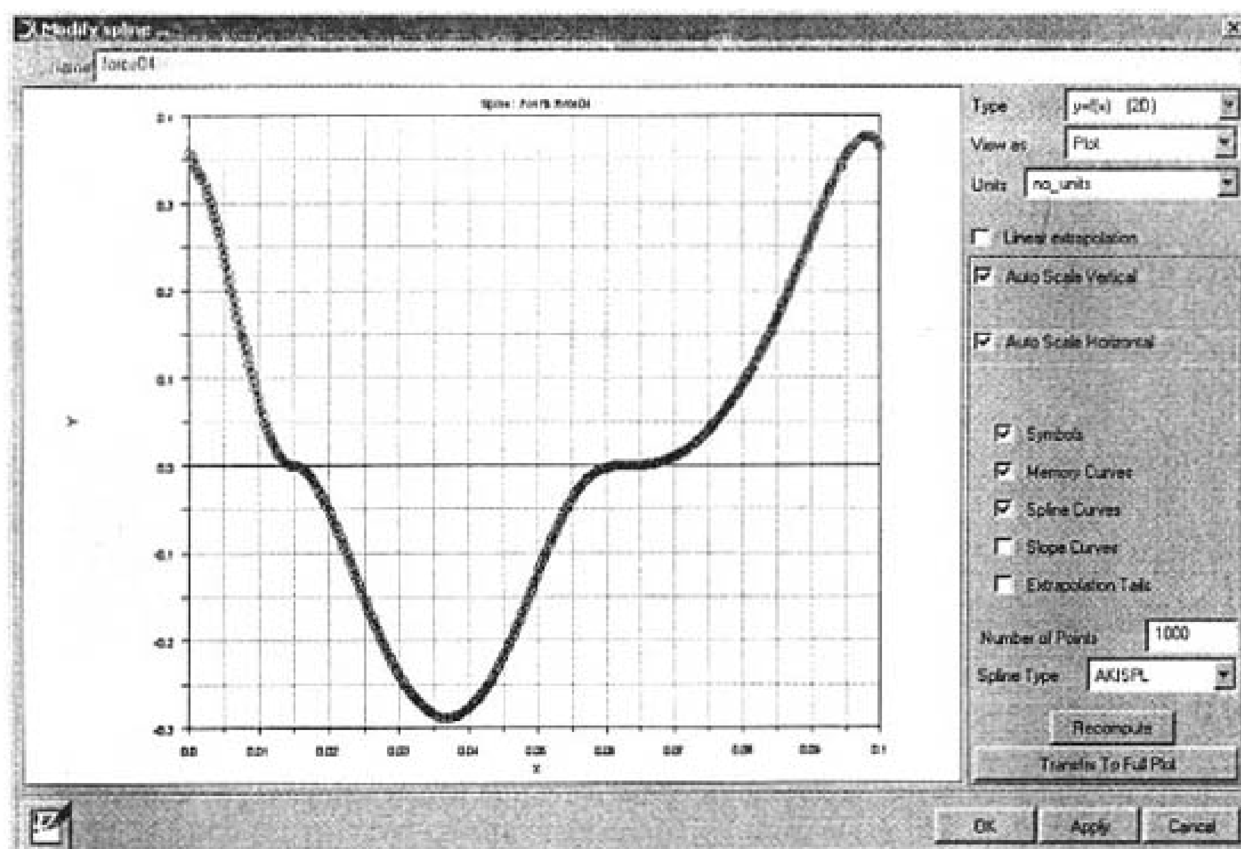



图 5-3 导入的数据及生成的样条曲线

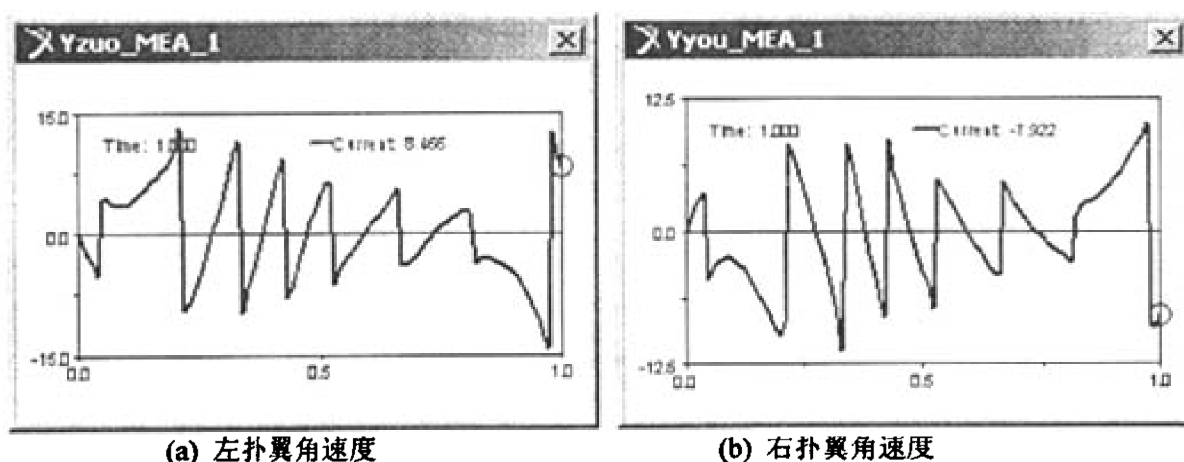
3）在一边机翼气动中心处施加集中力，选择该力→Modify，删除 Modify

对话框Function中的内容，点击Function输入框右侧的按钮，弹出Function Builder对话框。在其左端中部复选框内选择选择 Spline，接着点中其下出现的 Akima Fitting Method，然后点击复选框右边的按钮，在弹出的Akima Fitting Method对话框第一个输入框填入文本文件中的第一列数据的变量名，第三个输入框填入文本文件中的第二列数据的变量名，其它不变，一路点击OK按钮，最后即把样条曲线加进该边机翼气动中心处的集中力里了。另一边的气动力加载同样如此。这样，就把计算得到的气动力经过调整后加载到微扑翼飞行器双翼上了。

现在，在曲柄上施加平衡气动阻力的力矩后就可以进行微扑翼飞行器的动力学仿真了。

### 5.2.2 仿真中的曲柄回摆问题

本章仿真的目的是得到左右摇杆（或者说左右机翼）的拍动角速度在受到气动力作用时的图形和数据，仿真时间为一个扑翼周期。在仿真过程中发现材料对仿真结果影响很大，而出现的主要问题则是曲柄不恒向转动的问题，也就是在某些位置与时刻曲柄是来回摆动而不是始终往一个方向转动。经过多次仿真与试验，发现此问题主要是由曲柄转动处所施加的力矩大小不合适引起的。如果仿真时所施加的力矩大小不合适，那么不管怎么改变其它参数设置，曲柄总是存在不能恒向转动的现象。表现在曲柄角速度的测量上就是有正有负，而且机翼角速度的测量曲线也显得杂乱无章，如图 5-4 所示。施加合适的力矩会解决这个问题。




(a) 左扑翼角速度　　　　(b) 右扑翼角速度

图 5-4 曲柄出现摆动情况时的扑翼角速度

## 5.3 仿真结果与分析

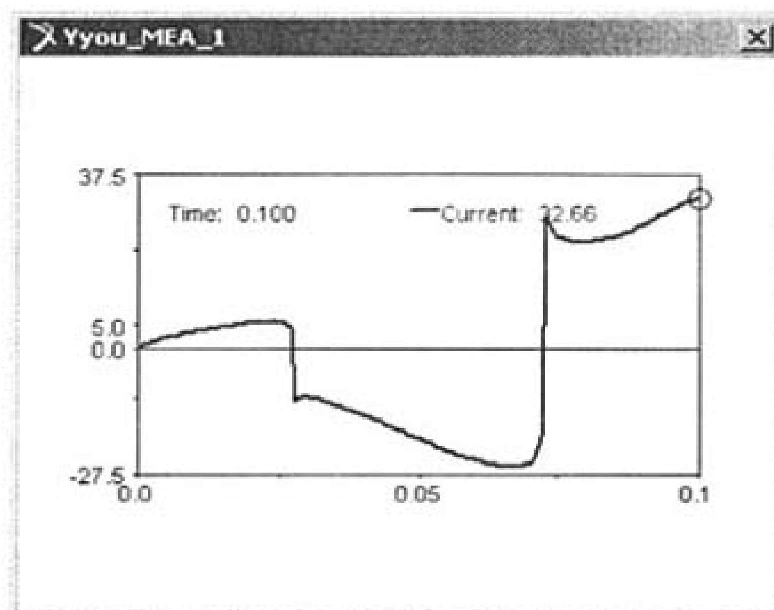
本章对仿真结果是否可用的判据为：

1）曲柄恒向转动；

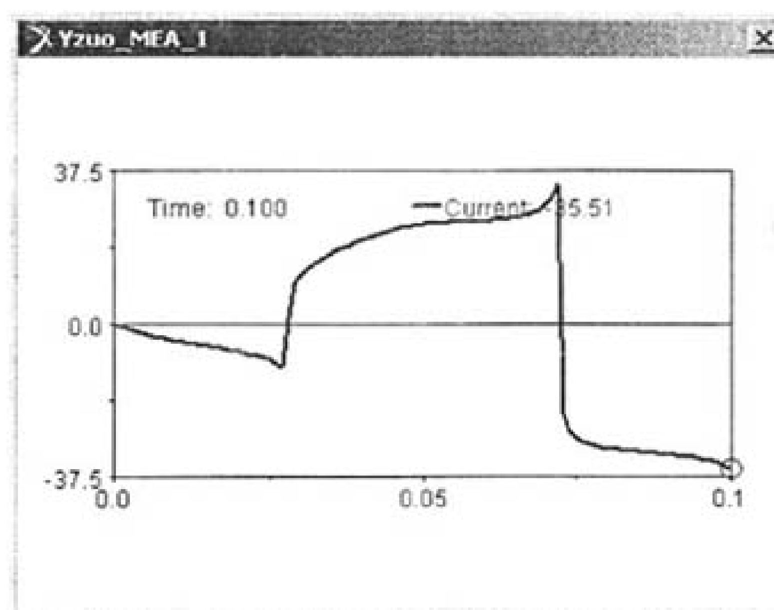
2）仿真结束时曲柄恰好转动一周；

3）扑翼频率与实验基本相符。

在上述判距的要求下，经过多次修改参数与仿真，最终得到的扑翼角速度仿真结果如下：




(a) 左扑翼角速度




(b) 右扑翼角速度

图 5-5 一个仿真周期内左右扑翼角速度曲线图

（1）仿真结果的后处理

ADAMS 软件仿真分析结果的后处理，是通过调用其独立的后处理模块 ADAMS/PostProcessor 来完成，ADAMS/PostProcessor 模块主要提供了两个功能：仿真结果回放功能和曲线绘制、分析功能。通过对仿真结果的后处理，可以完成以下工作：

1）对进一步调试样机提供指南。

2）可以通过多种方式验证仿真结果，并对仿真结果作进一步的分析。例如可以输入实验数据绘制实验曲线，并同仿真结果进行比较。

3）绘制各种仿真分析曲线并进行一些曲线的数学和统计计算。

4）通过图形和数据曲线比较不同条件下的分析结果。

5）进行分析结果曲线图的各种编辑等。

所以得到仿真结果后，转入 ADAMS/PostProcessor 模块进行后处理，如图 5-5。

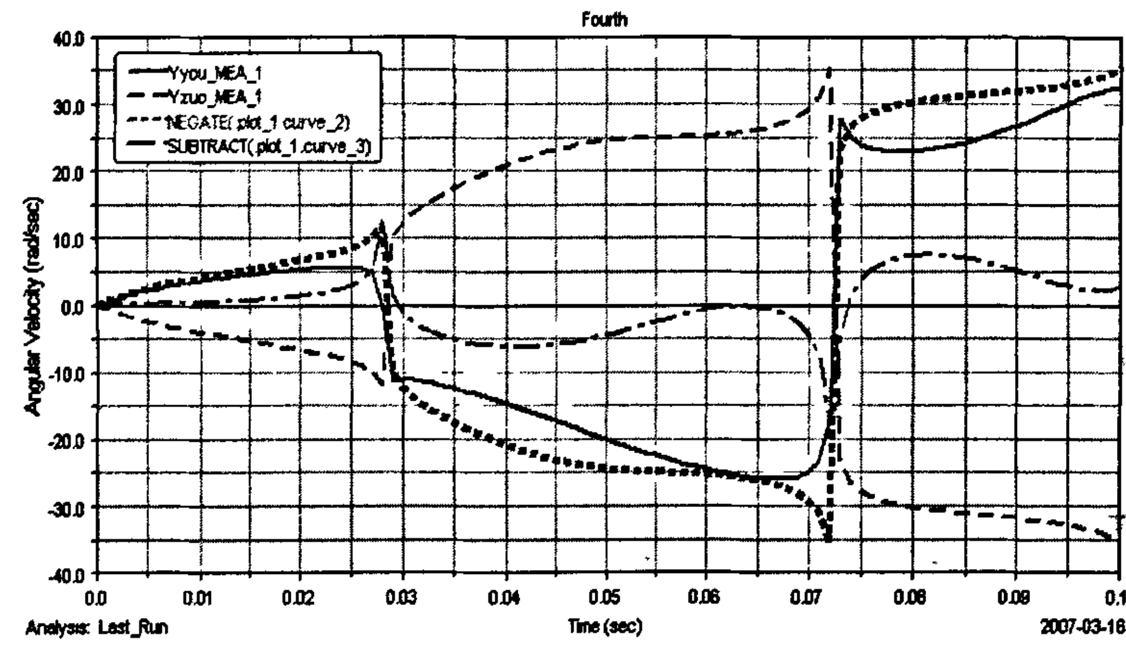



图 5-6 仿真结果的后处理曲线图

通过对仿真结果的后处理，得到一个扑翼周期内扑翼角速度的平均值为 16.762 rad/s，而机构的扑翼角为 67.68°，所以扑翼频率为

$$f = 16.762 \times (67.68 \times 2 \div 360) = 6.30\text{Hz}$$

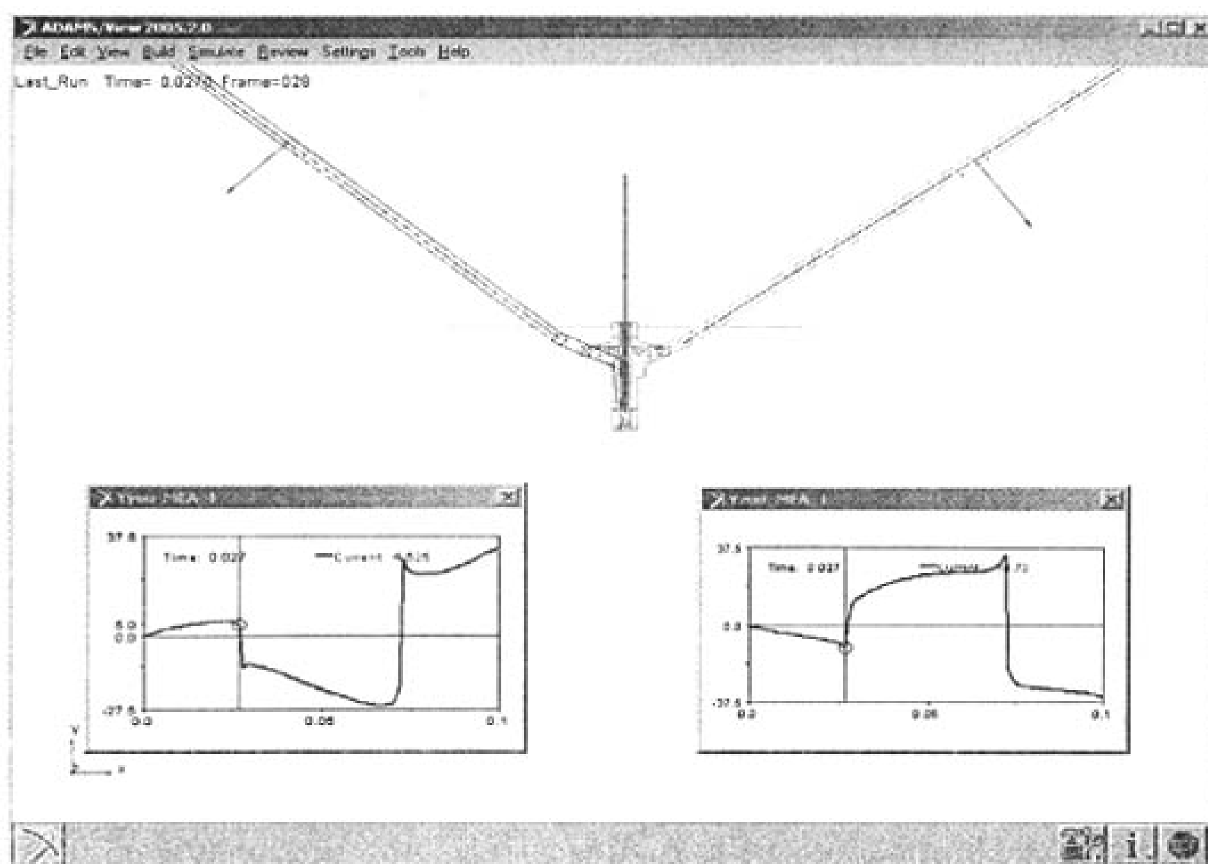
考虑到动力学仿真开始时，系统不太稳定的影响因素，应略去开始 0.03s 内的扑翼角速度值，则扑翼频率为

$$f = 22.8 \times (67.68 \times 2 \div 360) = 8.57\text{Hz}$$

我们将这架扑翼样机拿在手上遥控其扑翼时，其频率一般约是 8Hz，与略去仿真开始时的不适用角速度值后所得到的扑翼频率很接近，符合结果可用的判据。

（2）仿真结果的分析

图 5-5 中左右扑翼角速度正负值之间的突变是由机构运动引起的，如图 5-6 所示：第一次突变正处于机翼从最高处向下运动的时刻，第二次突变正处于机翼从最低处向上运动的时刻。



(a) 第一次突变与机构运动关系图

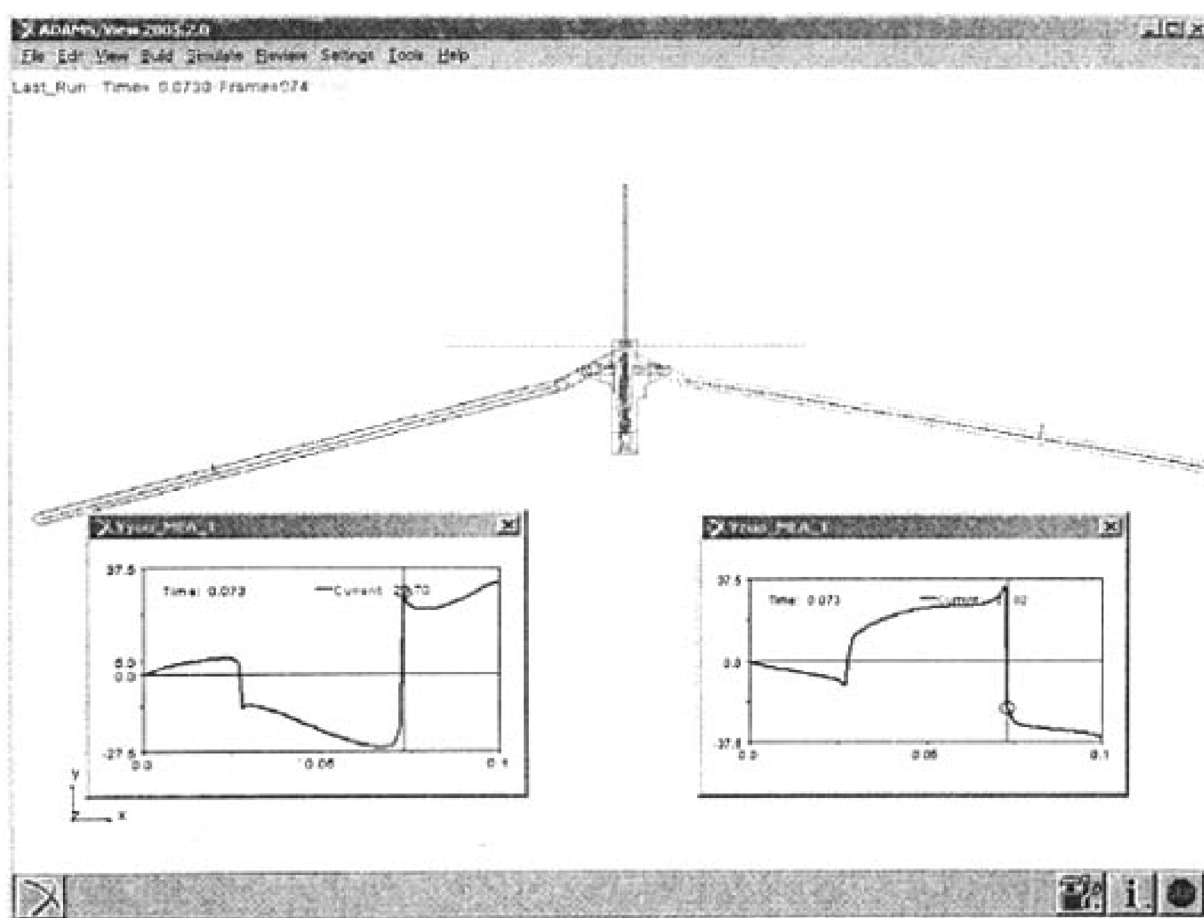


图 5-7 角速度突变与机构运动关系图

## 5.4 本章小结

本章仿真的目的是得到微扑翼飞行器两翼扑动角速度在动力学状态下的图形与数据。所以首先建立了微扑翼飞行器的整机仿真模型，接着把计算得到的气动力加载到了模型双翼上，进行了动力学仿真，得到了与实际较为符合的扑翼角速度曲线图，为将来驱动机构的动力学优化奠定了一定的基础。

# 第六章 微扑翼飞行器的设计制作与实验

微扑翼飞行器的研究是一个多学科的交叉领域，其设计与制作过程也是一个多种知识与技术综合应用的系统工程。微扑翼飞行器是在低雷诺数空气动力学条件下飞行的，体积小，重量轻，易受到不稳定气流的影响，其飞行机理及其与结构参数的关系尚无公认规律可循。因此，微小扑翼飞行器的设计要比固定翼飞行器困难得多[60~62]。

虽然微扑翼飞行器目前还处于实验室研制阶段，但是它们走向实用化的趋势已日益明显。在这个转变的过程中，肯定会遇到许多理论上的设计问题以及实际制作的技术问题。所以从微扑翼飞行器实用化的角度看，理论设计与实际制作相结合的一体化工作是必由之路。

在目前扑翼飞行机理还未被完全掌握的情况下，微扑翼飞行器样机的各种实验有助于进一步检验和发现扑翼飞行的机理，而扑翼飞行机理的深入认识，又为微扑翼飞行器的设计与制作提供了更好的理论指导，所以扑翼样机的设计制作与实验是一个相辅相成的关系。

## 6.1 微扑翼飞行器的设计

### 6.1.1 仿生学公式与参数取值原则

（1）仿生学公式

微扑翼飞行器相关参数的设计尚无公认规律可循，目前最直接有效的方法莫过于模仿结构大小相近的鸟类或昆虫的尺寸。受此启发，从质量 0.006kg，翼展 0.155m 的戴菊莺，到质量 8.5kg，翼展 3.4m 的漂泊信天翁等 68 种不同鸟类的飞行参数数据，采用最小二乘法对其结构参数、运动参数以及动力参数进行数据拟合，以质量为基本参数，得到了下面的仿生学公式[63]：

翼展 $b=1.237m^{0.368}$

翼面积 $S=0.164m^{0.667}$

展弦比 $AR=9.339m^{0.069}$

扑翼频率 $f_w=3.991m^{-0.202}$　　（6-1）

最小功率速度 $V_{\min p} = 8.704m^{0.158}$

飞行功率输出 $P_{fly} = 45.211m^{0.728}$

最大功率输出 $P_{\max} = 84.388m^{0.734}$

仿生学公式只是一种统计意义上的近似公式，与实际鸟类或微扑翼飞行器不可能完全吻合，其目的只是用来为微扑翼飞行器的初始设计提供各飞行参数的大致设计范围。制作微扑翼飞行器时，再根据实际情况如制作材料、加工水平等确定合适的尺寸。

上述所得仿生学公式是以质量为基本参数的。而实际上，质量的大小与微型驱动电动机、电池、扑翼传动机构、机身、机翼、尾翼等主要零部件的质量、尺寸、外形、材料、加工等因素有关，特别是现有条件下电动机的功率/重量比和额定转速、电池的额定电压和容量、传动机构的布局/速比/材料等在很大程度上限制了 $m$ 的取值范围。比如在我们的研制过程中，随着设计、工艺、材料以及能源动力条件的不断改进，$m$ 的最小可能取值已从刚开始设计的 35g 降到目前的约 16g，同时飞行能力提高了很多。

显然质量对于制作微扑翼飞行器样机而言并不是一个容易确定的量值，而展长则基本上不受上述因素的干扰，而且在微扑翼飞行器走向微型化的趋势下，人们在衡量微扑翼飞行器的微型化时，首先考虑到的也是展长，笔者认为应该以展长为基本参数。这样得到的仿生学公式如下：

质量 $m = 0.561b^{2.717}$

翼面积 $S = 0.112b^{1.812}$

展弦比 $AR = 8.974b^{0.187}$

扑翼频率 $f_w = 4.484b^{-0.549}$　　　　（6-2）

最小功率速度 $V_{\min p} = 7.944b^{0.429}$

飞行功率输出 $P_{fly} = 29.682b^{1.978}$

最大功率输出 $P_{\max} = 55.21b^{1.994}$

公式组（1）与（2）是等价的，但是（2）更具有实用指导意义。

（2）参数取值原则

翼面积 $S$ 是决定扑翼气动力大小的重要参数，$S$ 越大，可产生的升力与推力也越大。当翼展 $b$ 确定后，翼面积主要取决于机翼的平面翼型。为使 $S$ 较大，两扑翼翼根之间的距离要较小，甚至联为一体。当然，$S$ 的取值还与展弦比

$AR = b^2/S$ 有关。一般来说，$AR$ 值较大意味着有较大的升阻比，此时滑翔能力及持续飞行能力较好；而 $AR$ 值较小则飞行敏捷性和机动性较好，但此时的诱导阻力功率消耗也较大。

拍打频率 $f_w$ 是微扑翼飞行器的主要运动参数。不同的飞行状态下扑翼频率是不相同的，一般来说，在相同幅值的情况下，拍打频率越高，扑翼拍打运动产生的升力和推力也越大。

拍打幅值 $\Psi$ 是微扑翼机的另一个主要运动参数。一般来说，拍打幅值 $\Psi$ 越大，扑翼拍打运动产生的升力和推力也越大。拍打幅值 $\Psi$ 的选取比较复杂。类比于鸟类和昆虫，一般其值取在 $50° \sim 120°$ 内。在向前稳态飞行时（特别是在中速和快速飞行时），$\Psi$ 一般较小，例如 $\Psi = 60°$ 甚至更小。

### 6.1.2 微扑翼飞行器的总体构成与各子系统设计

微扑翼飞行器的总体构成包括动力源系统、结构与气动布局系统、飞行控制系统、传感与通讯系统等。微扑翼飞行器目前的总体设计原则是：

1) 尽可能轻的重量，尽可能小的尺寸；
2) 性能优异的动力源装置；
3) 满足要求的驱动机构；
4) 产生高升力与推力的结构和布局；
5) 满足要求的控制系统。

（1）动力源系统设计

在绪论中已经指出，综合国内外仿生微扑翼飞行器的研究现状而言，缺乏性能优异的动力源装置和制作材料仍是研制工作面临的一大困难问题，这导致了制作的仿生微扑翼飞行器飞行动力不足、加工结果达不到要求。下面按照能源系统与动力系统两方面来说明动力源系统的设计。

1) 能源系统

能源系统作为微型飞行器的动力燃料装置，要求具有能量密度高，体积小，重量轻的特点，既要能提供足够的能量，以保证飞行器的速度和航程，还要受到严格的体积和重量限制。微型飞行器的能源主要包括如下几种：电池电能、矿物燃料、太阳能、氢能燃料等。

目前电池以其体积小，使用方便等优点成为微扑翼飞行器最常用也是最现实的动力源，如镍镉电池、镍氢电池、锂电池、固态氧化物燃料电池等。实际设计与制作过程中选用过多种类型的微型电池，如表 6-1 所示，经过综合比较，最终确定聚合物锂离子电池（Polymer Lithium Battery）为首选，并加装 DC-DC 升压电路对电池的输出进行放大，使其输出电压从 3.7V 提高到 5V，达到了电动机的

额定电压。

表 6-1 微型充电电池性能对比

| 微充电电池 | | | | |
|---|---|---|---|---|
| 电池类型 | 镍镉 | 镍氢 | 镍氢 | 聚合物锂离子 |
| 电压（V） | 1.2 | 1.2 | 1.2 | 3.7 |
| 容量（mAh） | 50 | 120 | 70 | 135 |
| 重量（g） | 3.6 | 3.2 | 2.4 | 3 |

2) 动力系统

目前微扑翼飞行器驱动器主要类型有微型电动机、微型内燃机以及基于MEMS技术的微静电致动器、压电致动器以及交变磁场驱动器等。

表 6-2 微型电动机性能对比

| 微型电动机 | | | | |
|---|---|---|---|---|
| 电机型号 | N20PA | Maxon RE10 | Micro 4.5-0.6 | Micro 5-2.4 |
| 电压（V） | 2.5 | 3 | 4.5 | 5 |
| 转速（1/min） | 15800 | 10200 | 21200 | 21000 |
| 输出功率（W） | 0.23 | 0.75 | 1.18 | 2.24 |
| 最大效率（%） | 54 | 60 | 62 | 75.3 |
| 重量（g） | 5 | 7 | 5 | 10 |
| 功率/重量比 | 0.046 | 0.107 | 0.236 | 0.224 |
| 产地 | 中国 | 瑞士 | 德国 | 日本 |

目前电动机已可以做的非常微型化，如德国IMM公司的2mm微型电动机，上海交大研制的直径1mm电磁型超微马达，美国加州大学直径为120微米的静电微马达，以及超声波马达等。

比较而言，采用矿物燃料或氢气的微型内燃机具有更高的动力密度。美国麻省理工学院在DARPA资助下研制的微型涡轮发动机采用MEMS技术加工制作，

直径为 12 毫米，厚 3 毫米，转速 $2.4\times10^6$ 转/分，重量仅 1 克，其输出功率可达 10~30 瓦。D-STAR 公司研制的微型柴油发动机在 Lutronix 公司设计的微型飞行器中已得到了使用。

结合我们的设计目标和现实情况，我们选用了微型电动机作驱动器。对电动机的性能要求包括：（1）重量不超过 10g，直径不大于 12mm；（2）尽可能大的功率/重量比；（3）尽可能大的输出扭矩与效率。在微扑翼飞行器的研制过程中先后选用多种类型的电动机，各电动机性能如表 6-2 所示，经过试验，并综合考虑各种影响因素，最终选择了德国 Micro 4.5-0.6 型电动机。

（2）结构与气动布局系统设计

此处的结构主要是指翅翼（机翼）、尾翼和驱动机构等微扑翼飞行器自身的部件，而进行气动布局系统设计时则要考虑所有系统所有用到的部件。

1）翅翼设计

微扑翼飞行器的翅翼有两类：刚性翼及柔性翼。所有成功飞行的微扑翼飞行器翅翼都是柔性翼，相关的研究也证明：柔性翅翼比刚性翼能产生更大的气动力和更好的抗干扰能力。

图 6-1 所示为一种典型的翅翼结构形式，一般采用碳纤维细杆和聚酯薄膜热压制成。其中机翼前缘与翼弦方向用两根碳纤维杆垂直搭接而成，并根据实际需要仿照昆虫翅膀布局设置了翼面加强筋。我们在实际制作时，整个机翼骨架采用瞬干胶粘接而成。翼面薄膜采用粘接固定于机翼骨架之上。在翅膀中心后缘处有一凸出，用于将翅翼固定在机身上，并形成一定的初始迎角。这样制作的翅翼轻巧，刚度好。图 6-2 所示的是我们制作的一个翅翼，全重仅为 1 克，由于具有小的转动惯量，因此可以有效地减小扑翼的功率消耗，提高扑翼效率。

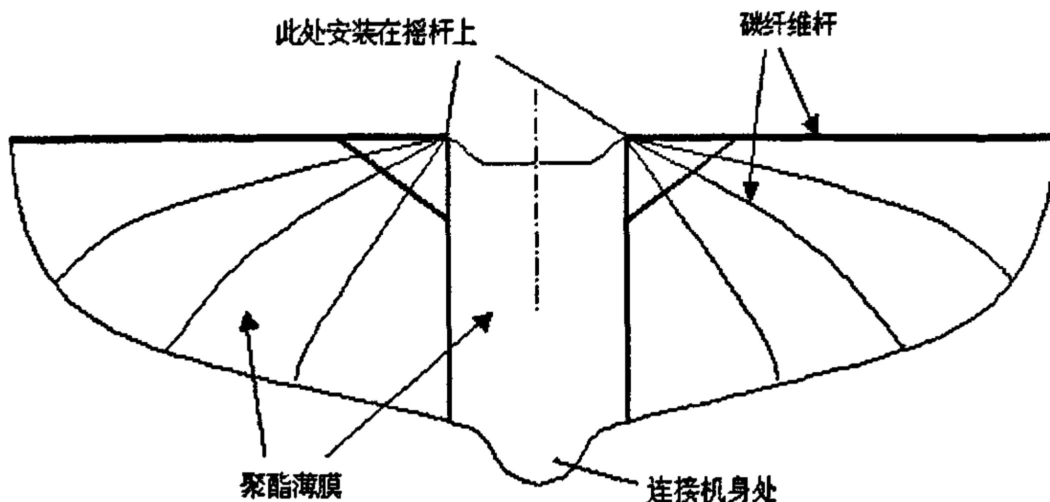



图 6-1 翅翼结构示意图

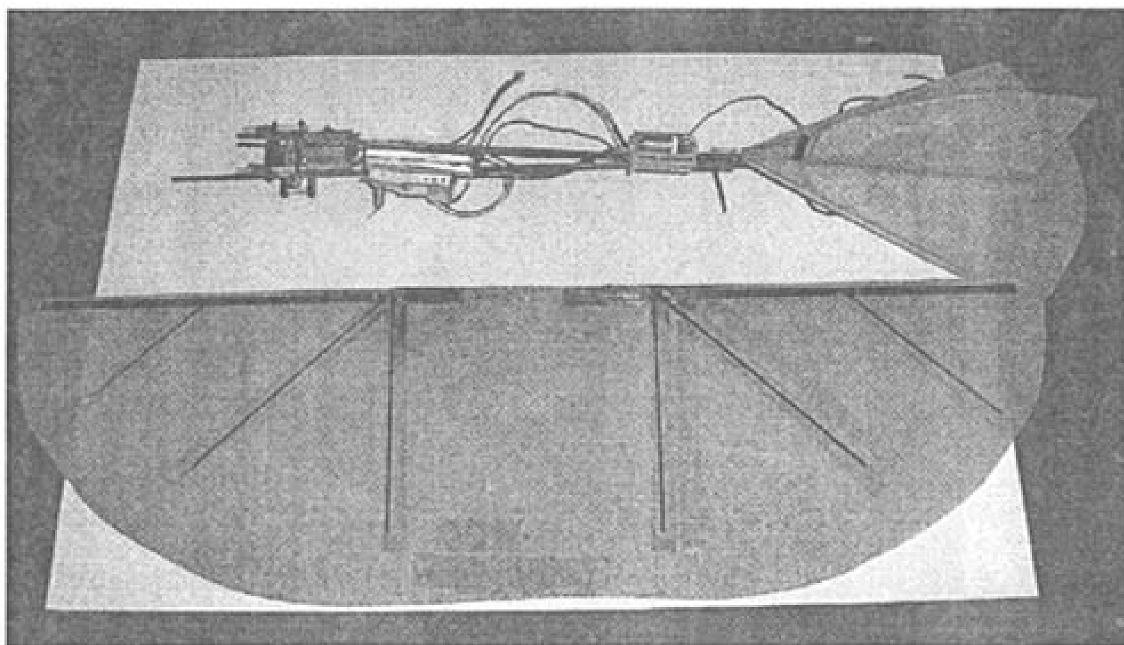


图 6-2 实际制作的翅翼

2) 尾翼设计

尾翼在微扑翼飞行器中起到姿态平衡、方向控制以及提供额外升力的作用。实际设计过程中有仿鸟的扇型尾翼、V 型尾翼以及常规的水平及垂直尾翼三种布局形式，如表 6-3 所示。

其中常规布局形式更利于方向控制的实现，因此被更多的采用。其制作过程为：水平与垂直尾翼主体采用吹塑纸制作并用碳纤维杆加强，在水平尾翼及垂直尾翼上分别设置升降舵和方向舵来控制飞行姿态。制作要求为重量轻和具有较高的刚度，对舵机的机理反应灵敏，以利于控制。实际制作的尾翼如图 6-3 所示。

表 6-3 几种尾翼的结构与布局

| 类型 | 扇型尾翼 | V 型尾翼 | 常规尾翼 |
|---|---|---|---|
| 尾翼结构 | | | |
| 安装形式 | | | |
| 控制方式 | 尾翼为全动，一个舵机控制其上下运动 | 两个舵机分别控制 V 型的两个活动翼面 | 两个舵机分别控制升降舵和方向舵 |

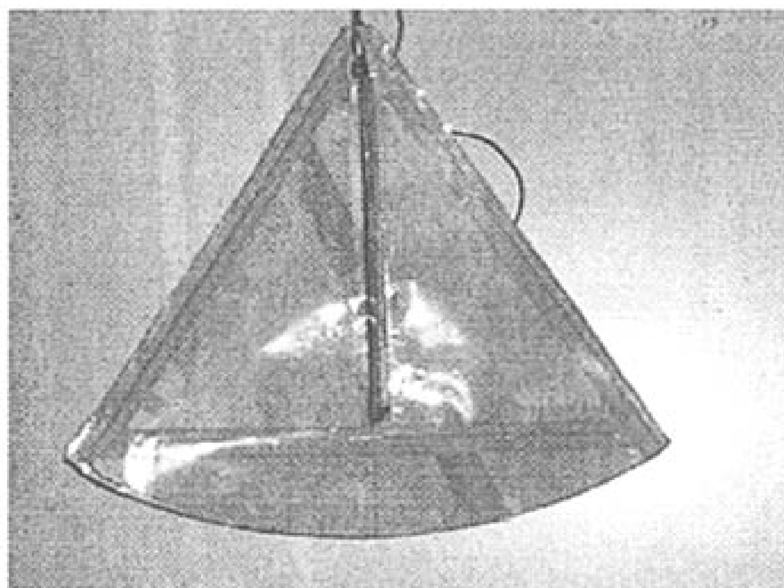


图 6-3 实际制作的尾翼

(a) 侧视图

(b) 俯视图

(c) 前视图

图 6-4 微扑翼飞行器气动布局示意图

3）驱动机构设计

微扑翼飞行器的驱动机构要求转动灵活，运动对称性好。不同的扑翼动作要有不同的驱动机构与之相适应。我们采用的一般是单曲柄双摇杆类型的驱动机构，其设计方法与模型在前面的章节已有详细说明，在此不再赘述。

4）气动布局设计

进行气动布局系统设计时则要考虑所有使用到的部件，让它们处在合适的位置，使得微扑翼飞行器的气动性能达到总体最优。这需要在理论计算以及试飞经验的基础上不断的加以调整和改进，如扑翼的安装迎角，水平尾翼的姿态角，机体几何重心的位置，气动中心的位置等。通过调节这些参数，尽可能使得扑翼飞行器具有良好的飞行稳定性与操纵性。

图 6-4 所示为微扑翼飞行器气动布局示意图，其主要结构包括了：1.翅翼、2.驱动机构、3.微型电动机、4. 微型开关、5. 接收机、6.聚合物锂电池、7.舵机、8.垂直尾翼、9.水平尾翼 10. 升降舵 11. 方向舵 12. 支撑杆 13. 机身龙骨。

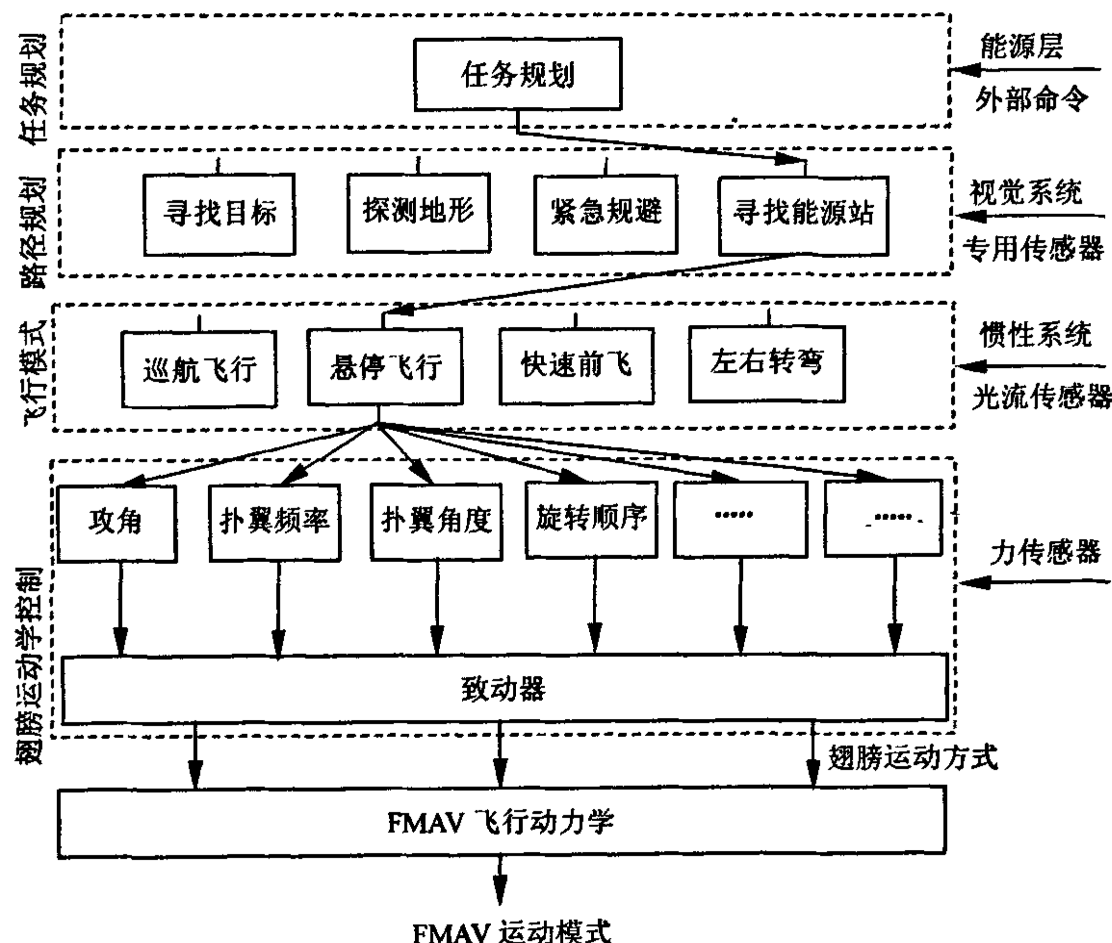


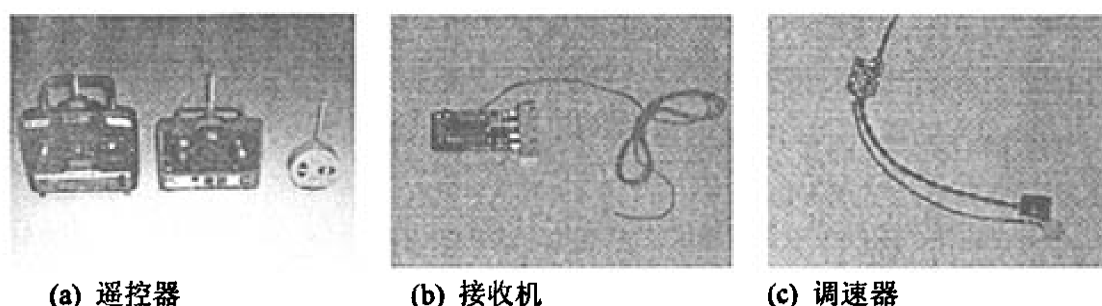

图 6-5 微扑翼飞行器控制系统结构图

（3）飞行控制系统设计

飞行控制系统是微小扑翼飞行器中必不可少的设计内容。其中控制方式包括

主动控制和被动控制，涉及到控制策略、控制方式的设计以及控制元件的实现。

微扑翼飞行器具备飞行能力后，接下来的主要工作就是使其具有良好的控制能力，这既是增强微扑翼飞行器实用性的要求，也是提高其飞行能力的需要。在对鸟类和昆虫的飞行控制系统研究的基础上，可以设计微扑翼飞行器的控制系统结构如图 6-5 所示[66]。我们设计制作的微扑翼飞行器实现了遥控飞行，图 6-6 是所用的几种遥控设备的图片。



(a) 遥控器　　(b) 接收机　　(c) 调速器

图 6-6 几种典型遥控设备的图片

（4）传感与通讯系统设计

为了完成各种预定的任务，微扑翼飞行器必须采用和集成大量不同的传感器，这些传感器包括：光纤传感器、红外传感器、声传感器、生物/化学传感器、射频传感器、原子能传感器等等。此外，一个高清晰度的微型摄像或照相系统也是微扑翼飞行器最需要的部件。其中为适用于微型飞行器，各传感器的微型化是首要目标。

我们设计制作的微扑翼飞行器由于尺寸及负载能力的限制，目前尚没有携带传感器。

## 6.2 空间对称机构实验台的设计与实验

一般驱动机构产生的扑翼动作是不对称的，为了得到完全对称的扑翼动作，我们设计了一种空间对称实验台，它是一种空间四杆机构。

该实验台依靠对称的空间机构来实现对称的扑翼多自由度运动，并能模仿鸟类的前后扑、上下拍、及扭转等翅膀运动形式。其运动传动方案为：微型内燃机→二级齿轮减速器→空间连杆机构→翅翼。空间连杆机构的各关节采用球铰链联结，结构相对简单，只用一个动力源驱动，依靠设计好的各杆长尺寸可以实现特定的运动形式

（1）电机选择与传动方案设计

选择如下的电机：电压：10V　DC　　　功率：8w

额定转速：3200r/min　尺寸：$\phi 20\times 32$

一级小齿轮（齿数 Z1=10,m=1）接在电机上，与之啮合的是一级大齿轮（齿数 Z2=40,m=1）,中间轴上装一个二级小齿轮（Z3=10,m=1）,低速轴上装有二级大齿轮（齿数 Z4=60,m=1）。共是两级减速，总减速转动比为

$$i = (Z2*Z4) / (Z1*Z3) = 24$$

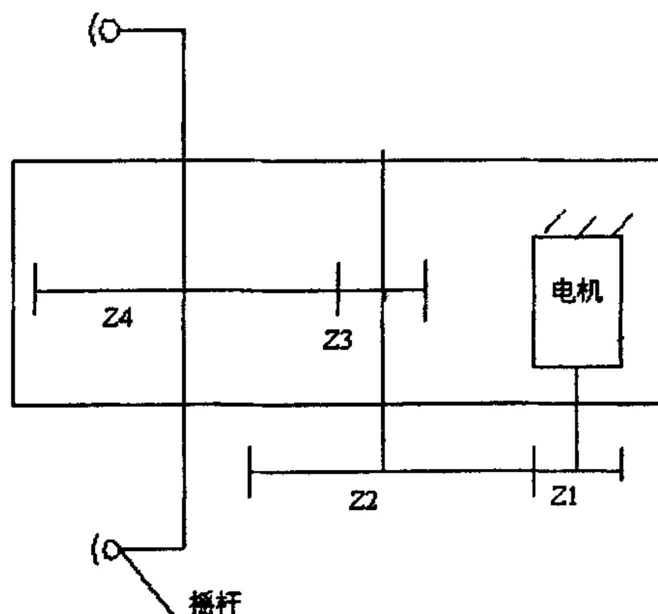



图 6-7.实验台传动机构

（2）空间曲柄摇杆机构的运动分析

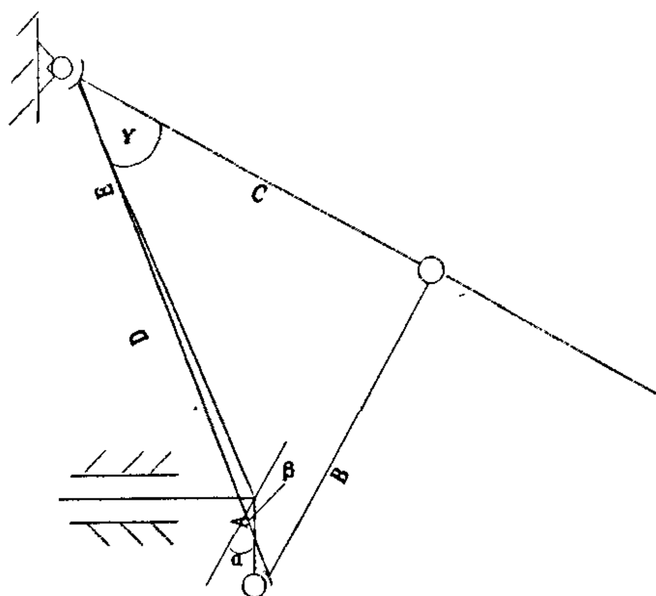



图 6-8.空间曲柄摇杆机构

与一般的曲柄摇杆机构不一样，此试验台中连杆和曲柄及摇杆之间的连接是用球铰链联结，目的是为了使机构有更多的自由度。本试验台可实现三个自由度：前后，上下，扭转。另外本试验台的另一个特色是用用两个弹簧分别对两翅膀限位，使其能够按规定运动。两边有相同的曲柄摇杆机构。传动路线为：电机→Z1→Z2→Z3→Z4→两边的曲曲柄遥感机构，曲柄 A 驱动连杆 B 使得摇 C 作上下

拍，前后拍及扭转等运动形式。该试验台能够实现上扑角40°、下扑角为20°

设$\alpha$为 连杆与垂直方向的夹角，则$\alpha=\omega t$；设平面ADE与垂直与纸面的方向夹角为$\beta$，$\phi$为连杆与两个球教练之间的连线的夹角，整个曲柄摇杆机构运动时满足以下的公式：

$$\beta=\frac{\alpha}{\cos\phi} \tag{6-3}$$

$$E^2=A^2+D^2-2AD\cos\beta \tag{6-4}$$

$$B^2=C^2+D^2-2CD\cos\gamma \tag{6-5}$$

由(6-4)式得:

$$D=A\cos\beta\pm\sqrt{A^2\cos^2\beta-A^2+E^2} \tag{6-6}$$

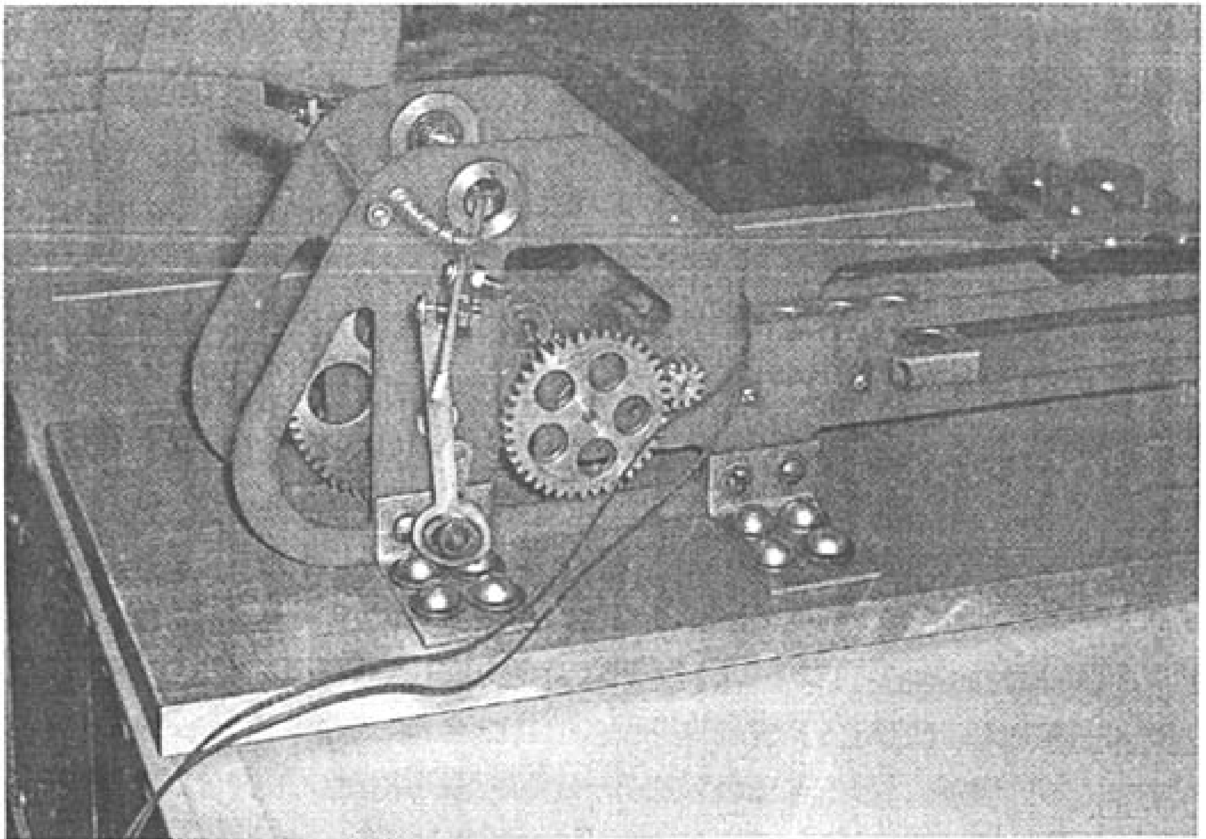
由(6-5)式得:

$$\gamma=\arccos\frac{C^2+D^2-B^2}{2CD} \tag{6-7}$$

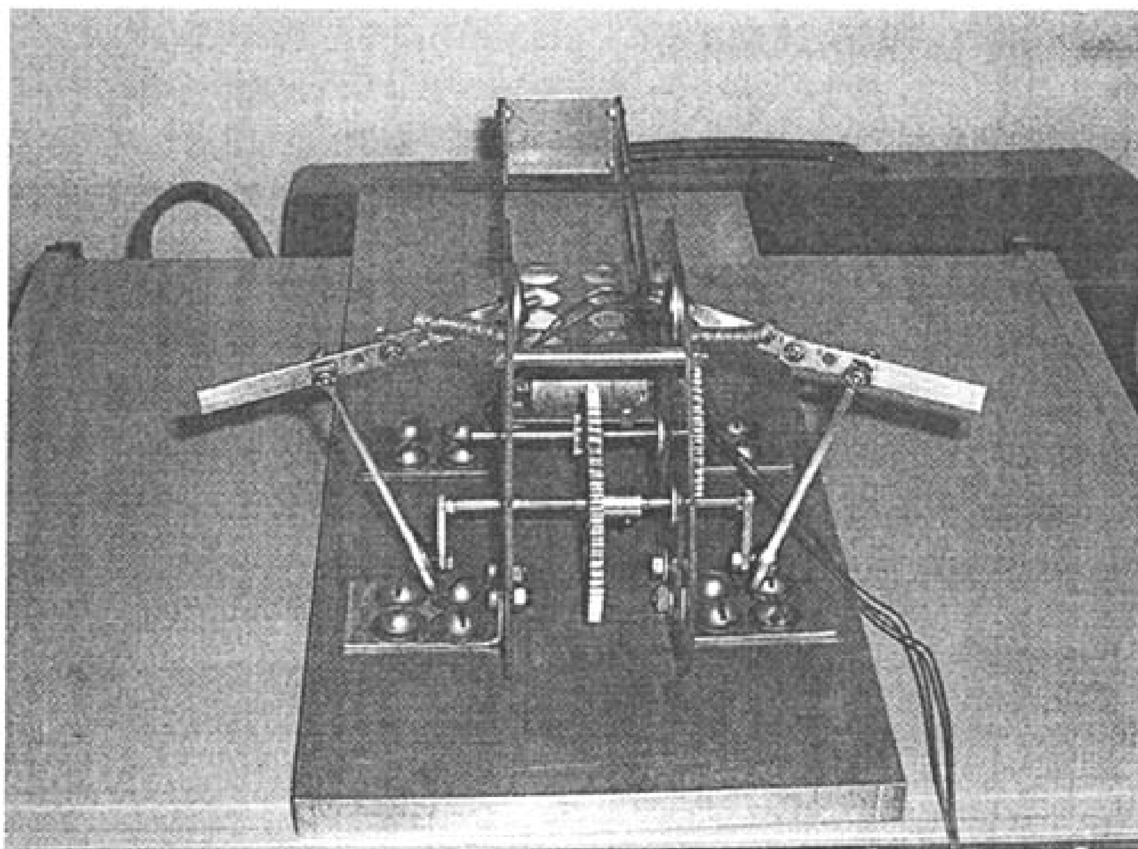
式中的A、B、C、D均为已知的。详细的运动分析可由ADAMS仿真得到。

（4）实验台的制作与实验

加工装配后的实验台见图6-9。



(a) 侧视图



（b）正视图

图 6-9 实际制作的空间机构扑翼实验台

传动结构上涂抹润滑脂，通电调试。不断改变电压，频率随之发生改变。电压从 0V 开始，分别记录 1V，2V，3V，4V 对应拍打频率，实验测试结果如表 6-4 所示。实验在室内进行，风速为零。实验台运转平稳，说明实验台设计成功由于该实验台是空间对称机构，其扑翼动作应该是对称性的，运动观察表明了这一点。

表 6-4 实验台测试结果

| 序号 | 电压（V） | 拍打频率（Hz） | 运转情况 |
|---|---|---|---|
| 1 | 0 | 0 | - |
| 2 | 0.8 | 0 | - |
| 3 | 1 | 1.3 | 平稳 |
| 4 | 2 | 2.5 | 平稳 |
| 5 | 3 | 2.9 | 平稳 |
| 6 | 4 | 3.4 | 平稳 |

该实验台虽然在理论上可以产生完全对称性的扑翼动作，但是结构庞大，不易实现微型化，可用于多自由度扑翼运动规律的研究而不适合于制作微扑翼飞行器，所以我们制作的微扑翼飞行器采用的是单曲柄双摇杆驱动机构。

## 6.3 微扑翼飞行器的风洞实验

### 6.3.1 风洞实验设备

常规的风洞和测试设备不能进行微扑翼飞行器风洞试验研究，原因是常规风洞的最低稳定风速太高，雷诺数太大，湍流度太高，而且常规测试设备也不适应。

西北工业大学有一座性能优异低湍流度风洞，经过改造后可以进行微扑翼飞行器的风洞实验。改造后的风洞参数为：试验段截面口径 0.4×1.0m，湍流度 0.02%～0.3%，低速风速范围 2m/s～5m/s。流场品质优良（优于 7210 标准）。风洞结构示意图如图 7-10 所示，实物如图 7-11 所示。

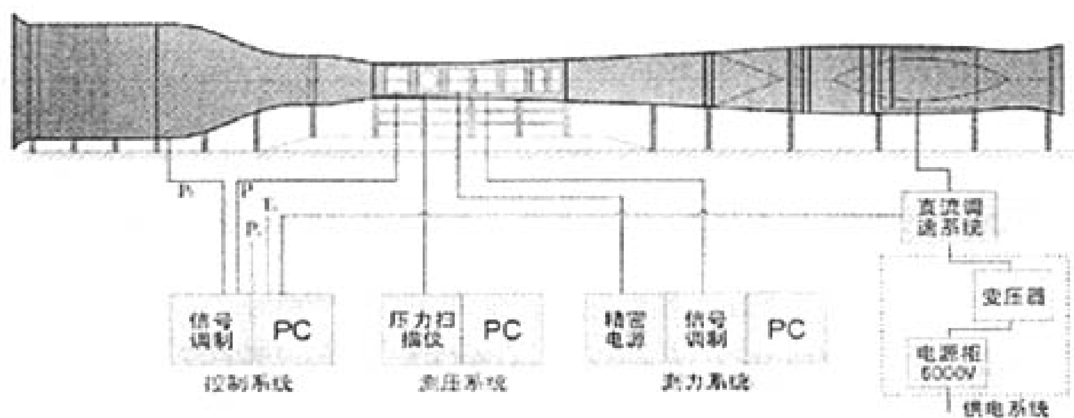



图 6-10　低湍流度风洞系统结构示意图

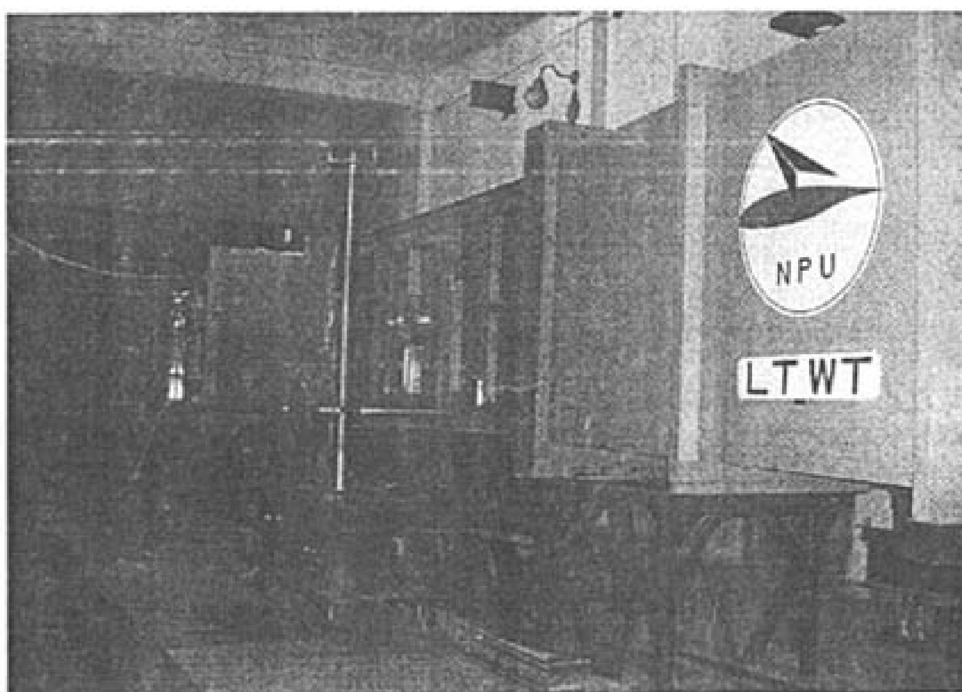



图 6-11　低湍流度风洞

扑翼飞行器模型吊装在风洞试验段，其迎角可调。飞行器上端安装压力传感器，通过数据采集卡的接口与计算机相连，对扑翼过程产生的力进行实时测量与记录。测力装置采用CRAS振动及动态信号采集分析系统，型号为AZ216R。传感器量程200g，分辨率0.05g，采样频率500Hz。图6-12是安装在风洞里的微扑翼飞行器的拍照，图6-13是微扑翼飞行器风洞试验装置的拍照，主要有风洞及其相关设备、微扑翼飞行器样机和测量记录实验数据用的计算机。

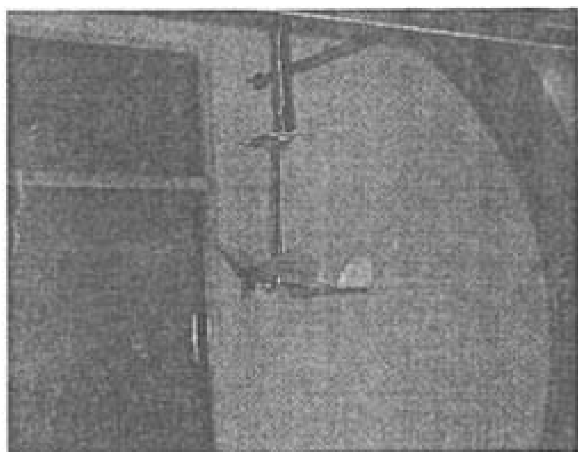


图6-12 安装在风洞里的微扑翼飞行器

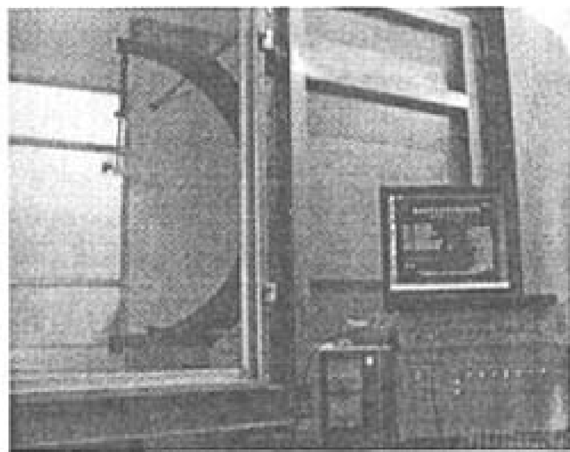


图6-13 微扑翼飞行器风洞试验系统

## 6.3.2 实验结果与分析

(1)升力曲线的获得

扑翼产生的周期激励力会引起测力系统的强迫振动，为了求得扑翼产生的周期激励力，应首先确定测力系统的动态特性，然后根据受激励后的动态响应来反求扑翼产生的周期激励力。由测力系统的单位冲击响应可求得系统的固有频率，测力系统的固有频率为91.8Hz。

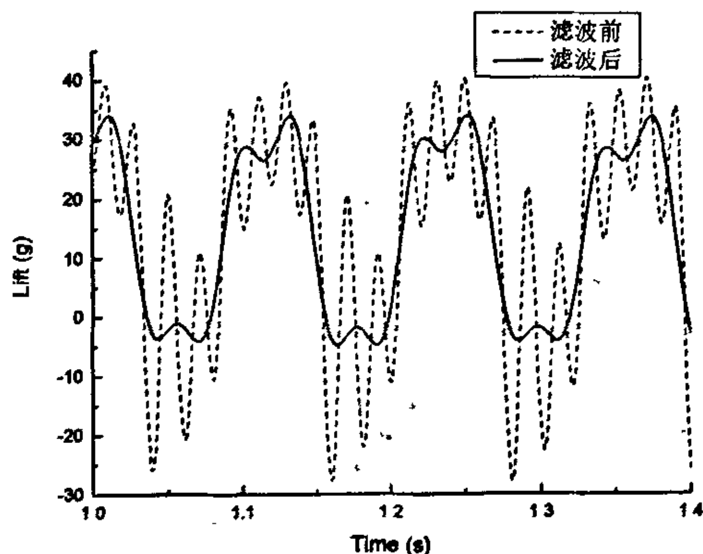



图6-14　滤波前后升力随时间的周期变化曲线

试验时扑翼频率控制在3～10Hz，扑翼产生的周期激励频率与之一致。由于固有频率与扑翼频率相差较大，因此可以使用滤波的方法消除共振激励的影响。考虑到电流对测试信号的影响，也要滤掉电流的干扰信号。

经过测试及滤波处理得到的升力—时间响应曲线如图 6-14 所示。该曲线的扑翼参数为：迎角 10 度，风速 3m/s，扑翼频率 8.3Hz。此时平均升力为 11.05 克。第四章 Delaurier 条带理论计算得到的升力曲线，和此处实验得到的滤波后升力曲线，不论是在数值大小还是在曲线图形上，都比较接近。

（2）风洞试验中存在的一些问题

1）扑翼运动本身产生的振动对测量干扰比较大，影响了测量的精度与稳定性。目前的测量手段只能测量到一个近似准确的实验数据。消除振动的影响，采用更好的测力技术，提高测量精度，是今后面进一步的努力方向。

2）风速控制精度有待进一步完善，由现在的手动控制改为自动控制，这样可提高风速控制精度。

3）有用数据经常淹没在噪声中了，数据采集的精准度需进一步提高，同时应研究如何噪声中提取有用数据的信息处理技术。

## 6.4 本章小结

首先在前人研究工作的基础上，提出了以翼展为基本参数的微扑翼飞行器的仿生学设计公式，接着对微扑翼飞行器的总体构成和各子系统的设计制作进行了说明，介绍了一种可以产生完全对称扑翼动作的实验台的设计及其测试实验，最后阐述了微扑翼飞行器的风洞实验情况和相关结论。本章内容对微扑翼飞行器的设计制作和实验有一定的参考价值。

# 第七章 总结与展望

## 7.1 全文工作总结

微扑翼飞行器的研究是一个跨学科、多领域的研究，具有基础性、前瞻性、先导性和共用性，对国防高科技领域的基础研究，具有十分重要的理论意义和应用价值。

本文从仿生学的角度出发，以单曲柄双摇杆驱动机构类型的微扑翼飞行器为研究对象，把已有的空气动力学研究成果与微扑翼飞行器的结构和运动结合起来，以建模、仿真与优化等为手段，围绕着提高微扑翼飞行器的运动对称性展开工作。本文的主要研究工作及创新点如下：

(1)观察到一种现象——微扑翼飞行器在试飞过程中时常发生向左或者向右倾斜栽落的现象。这是由于驱动机构扑翼动作的不完全对称性引起的，其背后的力学原因是由于运动的不完全对称性和扰动造成侧力超出横向稳定性的允许范围而造成的。

（2）针对上述现象，建立了微扑翼飞行器驱动机构相应的运动学模型，并以提高其运动对称性为目的而进行了优化设计。驱动机构建模是采用数学建模与仿真建模互相验证的思想方法进行分析、解决问题的。通过数学模型在优化目的下的等价转换和无量纲化处理，构造了综合评价函数，在机械学与仿生学的约束条件下利用模式搜索法进行了优化设计，同时从动力学优化方面对驱动机构的优化设计作了进一步的讨论。

（3）从扑翼飞行的生物学原理和扑翼气动力的计算这两个方面对扑翼飞行的机理作了探讨与分析。从合力作用与分解的角度提出了一种仿鸟微扑翼飞行器所受气动力机理，用其解释了发生上述现象的力学原因，并结合条带理论计算了微扑翼飞行器作一维扑动时上下方向受到的气动力，计算结果与风洞实验所得到的滤波后的升力曲线进行了比较，二者的结果比较接近。

（4）建立了微扑翼飞行器的整机仿真模型，把上面计算的气动力加载到了模型双翼上，进行了动力学仿真，得到了与实际较为符合的扑翼角速度曲线图，为将来驱动机构提高自身运动对称性的动力学优化奠定了一定的基础。

（5）在前人研究工作的基础上，提出了以翼展为基本参数的微扑翼飞行器的仿生学设计公式，接着对微扑翼飞行器的总体构成和各子系统的设计制作进行了说明，介绍了一种可以产生完全对称扑翼动作的实验台的设计及其测试实验，

最后阐述了微扑翼飞行器的风洞实验情况和相关结论。

## 7.2 后续工作展望

微型扑翼飞行器的研究领域非常广阔，研究方向也非常多，并且随着研究深入，其研究范畴和内容还在不断扩大。本文是围绕微扑翼飞行器在试飞过程中时常发生的一个现象展开工作的，随着研究工作的深入，笔者认为下面的工作对于提高微扑翼飞行器的制作水平与飞行性能有重要的作用：

（1）继续寻找性能优异的动力源装置和制作材料，提高制作微型扑翼飞行器的工艺水平。一旦找到性能优异的动力源，就会为微型扑翼飞行器提供足够的飞行动力，很多问题就会迎刃而解；合适的制作材料和制作工艺水平的提高，将会使微型扑翼飞行器的加工结果达到预定的要求。

（2）继续进行扑翼飞行机理的深入研究工作，特别是扑翼气动力的计算工作。在微扑翼飞行器的研究中，扑翼飞行机理是一个无法回避的问题，是设计和制作仿生微扑翼飞行器的前提与理论基础。

（3）进行提高驱动机构运动对称性的动力学优化设计，以提高优化结果的实用性；并把优化设计模型应用于控制，因为微扑翼飞行器在直线飞行时需要提高扑翼动作的对称性，而在转弯飞行时就需要增大运动的不对称性。

（4）飞行稳定性和抗干扰能力将是微型飞行器实用化面临的主要问题。飞行稳定性与飞行中遇到的各种扰动如突风、紊流等密切相关，涉及到扑翼气动力计算、结构动力学和稳定性理论等，是未来研究中的一个重点与难点。

# 参考文献

[1] J. M. Micheal, M.S. Francis. Micro air vehicles–toward a new dimension in flight. US DARPA/TTO Report[R], 1997

[2] 崔尔杰. 生物运动仿生力学与智能微型飞行器[J].力学与实践. 2004,26(2):1-8

[3] 李占科，宋笔锋等. 微型飞行器的研究现状及关键技术[J].飞行力学 2003 21（4）.1-4

[4] 白存儒，钟诚文，李为吉等. 微型扑翼机风洞试验探索性研究. [J].流体力学实验与测量, 2003(17): 77～40

[5] Weis-Fogh T. Quick estimates of flight fitness in hovering animals, including novel mechanism for lift production[J]. J Exp Biol., 1973, 59: 169-230

[6] Delaurier J D., An aerodynamic model for flapping-wing flight[J]. Aeronautical Jorunal, 1993,125-130

[7] Delaurier J D, Harris J M. A study of mechanical flapping-wing flight[J]. Aeronautical Jorunal, 1993, 277-286

[8] Michael J. C. Smith. The effects of flexibility on the aerodynamics of moth wings: towards the development of flapping-wing technology[J]. AIAA95-0743, 1995, 1-11

[9] Vest M S, Katz J. Unsteady aerodynamic model of flapping wings[J]. AIAA95-0743, 1995,1-10

[10] K C Hall, S A Pigott, S R Hall. Power requirements for large-amplitude flapping flight[J]. AIAA97-0827, 1997, 1-11

[11] K. D. Jones and M. F. Platzer. flapping-wing propulsion for a micro air vehicle. AIAA Paper 2000-0897

[12] Ramamurti R, Sandberg W, Lohner R. Simulation of flow about flapping airfoils using a finite element incompressible flow solver[J]. AIAA99-0652, 1999,1-10

[13] Wei Shyy, Mats Berg, Daniel Ljungqvist. Flapping and flexible wings for biological and micro air vehicles[J]. Progress in Aerospace Sciences 35, 1999,455-505

[14] 曾锐, 昂海松. 仿鸟复合振动的扑翼气动分[J]. 南京航空航天大学学报, 2003,35(1):6-12

[15] 刘德明, 肖凤翔, 赵福琴. 飞行动物飞行机理的探索[J]. 生物学杂志, 1997, 14:46-48

[16] 曾理江，昆虫运动机理研究及其应用[J]. 中国科学基金，2000,4:206-210

[17] Isao Shimoyama, H Miura, K Suzuki. Insect-like microrobots with external skeletons[J], IEEE Control Systems magazine, 1993, 37-41

[18] Y Kubo, Isao Shimoyama, Study on the wings of flying microrobots[C], IEEE int. Conf. on

Robotics and Automation, San Diego, CA, May 1994, 834-839

[19] Kenji Suzuki, Isao Shimoyama. Insect-model based micro robot with elastic hinges[J]. Journal of Microelectromechanical Systems, 1994, 3(1):4-9

[20] T N Porsin-Sirirak, Y C Tai, H Nassef, et al. Unsteady-state aerodynamic performance of MEMS wings[C]. International Symposium on Smart Structures and Microsystems, The Jockey Club, Hong Kong. October 19-21,2000

[21] T N Pornsin-Sirirak, S W Lee, H Nassef, J Grasmeyer. MEMS wing technology for a battery-powered ornithoper[C]. Proceedings of 13th IEEE Annual International Conference on MEMS 2000, Miyazaki, Japan, 2000, 799-804

[22] T N Pornsin-Sirirak, Y C Tai, H Nassef, C M Ho. Unsteady-state aerodynamic performance of MEMS wings[C]. International Symposium on Smart Structures and Microsystems 2000(IS3M), The Jockey Club, Hong Kong, Oct. 19-21, 2000, 1-2

[23] Robert C Michelson, Steven Reece. Update on flapping wing micro air vehicle research: ongoing work to develop a flapping wing, crawling "Entomopter" [C]. 13th Bristol International RPV Conference, Bristol England, 30 March - 1 April, 1998

[24] Robert C Michelson, D Helmick. A reciprocating chemical muscle (RCM) for micro air vehicle "Entermopter" flight. 1997 Proceedings of the Association for Unmanned Vehicle Systems, International, June 1997, 50-51

[25] 曾锐. 仿鸟微型扑翼飞行器的气动特性研究. 博士学位论文. 南京航空航天大学, 2004

[26] W ei Shyy, Mats Berg, Daniel Ljungqvist. Flapping and flexible wings biologicaland micro airvehicles[J]. Progress in Aerospace Sciences, 1999,35:455-505

[27] Tyson L.Hedrick,James R. Ueshwood, Andrew A. Biewener. Wing inertia and whole-body acceleration: an analysis of instantaneous aerodynamic force production in cockatiels(Nymphicus hollandicus) flying across a range of speed[J].The Journal of Experimental Biology,2004,207:1689~1702

[28] Bret W.Tobalske,Kenneth P.Dial.Flight kinematics of black-billed magpies and pigeous over a wide range of speeds[J] The Journal of Experimental Biology,1996,199:263~280

[29] Andrew A. Biewener William R.Corning Bret W. Tobalske.In vivo pectoralis muscle force-length behavior during level flight in pigeons (Columba livia)[J]. The Journal of experimental Biology,1998,201:3293~3307

[30] David L.Raney,Eric C.Slominski. Mechanization and Control Concepts for Biologically Inspired Micro Aerial Vechicles[R].AIAA 2003-5345,Austin,Texas,2003

[31] 王知行, 刘廷荣. 机械原理[M].北京：高等教育出版社，2002

[32] 傅祥志. 机械原理[M].武汉：华中科技大学出版社，2000

[33] 郑建荣. ADAMS:虚拟样机技术入门与提高[M]北京：机械工业出版社，2002.

[34] 李军，邢俊文，覃文洁等. ADAMS 实例教程[M]北京：北京理工大学出版社 2002

[35] 郑凯，胡仁喜，陈鹿民等. ADAMS 2005 机械设计高级应用实例[M]北京：机械工业出版社 2006

[36] 李增刚. ADAMS 入门详解与实例[M]北京：国防工业出版社,2006

[37] 尹立民，王兴东.Visual C++ 6.0 应用编程 150 例.[M]北京：-电子工业出版社,2004.

[38] (美) Jon Bates, Tim Tompkins. 实用 Visual C++ 6.0 教程.[M]北京；清华大学出版社,2001

[39] 姚庭宝.C++语言及编程技巧.[M]长沙：国防科技大学出版社,2003

[40] 沈纪新.Visual C++使用速成. [M]北京：清华大学出版社,1996.

[41] 唐克. MFC 程序设计. [M]北京：北京希望电子出版社,2002

[42] 张志涌，杨祖樱. MATLAB 教程. [M]北京：北京航空航天大学出版社,2006

[43] 刘志俭. MATLAB 应用程序接口用户指南. [M]北京：科学出版社,2000

[44] 刘维. 精通 Matlab 与 C/C++混合程序设计. [M]北京：北京航空航天大学出版社,2005

[45] 刘惟信. 机械最优化设计[M]北京：清华大学出版社,1994

[46] 宋保维.水下航行器现代设计理论与方法[M]西安：西北工业大学出版社 ,2004

[47] 孙靖民.机械优化设计[M]北京：机械工业出版社,2003

[48] 徐士良. 数值方法与计算机实现[M]北京：清华大学出版社, 2006

[49] 贾月梅. 流体力学[M]北京：国防工业出版社,2006

[50] 李希编. 化工问题的建模与数学分析方法[M]北京-化学工业出版社,2006.

[51] 陈宝林. 最优化理论与算法[M]北京：清华大学出版社,2005

[52] Stacey A Combes. Wing flexibility and design for animal flight[D]. University Washington, 2002

[53] Sanjay P Sane, The aerodynamics of insect flight[J]. Journal of Experimental Biology, 2003, 206: 4191-4208

[54] 宗光华，贾明，毕树生，徐一村，扑翼式微型飞行器的升力测量与分析[J]. 机械工程学报, 2002, 41(8):120～124

[55] 夏宇阳. 仿生扑翼飞行器的翅型设计及其实验研究[D]. 硕士学位论文，东南大学, 2004

[56] Sun M, Tang J. Unsteady aerodynamic force generation by a model fruit fly wing in flapping motion. Journal of Experimental Biology, 2002, 205: 55～70

[57] Sun M, Wu J H. Aerodynamic force generation and power requirements in forward flight in a fruit fly with modeled wing motion. Journal of Experimental Biology, 2003,206:3065～3083

[58] 孙茂，吴江浩. 昆虫飞行的高升力机理和能耗. 北京航空航天大学学报，2003(29): 970～977

[59] 王姝歆，陈国平，周建华等. 仿生飞行机器人翅型的研制与实验研究{J}.实验力学, 2006,

21(3):315～320

[60] T. N. Pornsin-Sirirak, Yu Chong Tai , Chih-Ming Ho. Microbat: a palm-sized electrically powered ornithopter[J]. 2001

[61] T. N. Pornsin-Sirirak, T. C. Tai, H. Nassef. Flexible parylene actuator for micro adaptive flow control[C]. Proceedings of the 14th IEEE Annual International Conference on MEMS 2001, Interlaken, Switzeland, Jan. 21-25, 2001, 511-514

[62] J. Videler, C Ellington. Wing design and aerodynamics[J]. Comparative Biochemistry and Physiology Part A, 2003 ,134:37-42

[63] 侯宇, 方宗德, 刘岚, 傅卫平. 仿生微扑翼飞行器机构动态分析与工程设计方法. 航空学报, 2005, 26(2):173～178

# 论文及科研情况

论文：

[1] 周凯，方宗德，张明伟 一类微扑翼驱动机构的双重建模与仿真，《机械传动》已录用

[2] 周凯，方宗德，曹雪梅，张明伟. 单曲柄双摇杆扑翼驱动机构的优化设计，《航空动力学报》待录用

科研：

[1]2004.9~2005.12 参与导师课题"微扑翼飞行器基础技术研究"

[2]2006.1 至今 参与导师课题"微扑翼飞行器的仿生设计与控制问题研究"

# 致 谢

衷心感谢导师方宗德教授对我的悉心教导与培养。导师事务繁多，但仍然保持着旺盛的精力，对学术研究一丝不苟，对科研工作的指导细致入微。特别是方老师对于科研中遇到问题的点拨，常常使人恍然大悟，少走了很多弯路。他渊博的知识，无私的品质，和善的待人态度，平等的学术氛围，勤勉的敬业精神以及求实创新的研究风格，都给我留下了深刻的印象，使我受益终生。在论文即将完成之际，谨向恩师致以最诚挚的谢意。

在读研期间，西安理工大学的傅卫平教授在研究方向与研究思路上给予了许多无私的建议与帮助，吴立言教授和赵宁教授也给予了指导与帮助，在此表示真诚的感谢。

在论文的完成过程中，得到了课题组刘岚博士的很多指点与帮助，课题组张明伟硕士、苏进展硕士快速深入学习的能力与对我的帮助让我很佩服和感激，和他们的愉快合作是本论文完成的重要保障。同时感谢教研室的侯宇博士、曹雪梅博士、庞辉博士等给予的指点与帮助。

感谢我亲爱的家人，他们始终给予我最无私的理解、支持与关爱，使我无后顾之忧，顺利完成学业。

最后，我衷心感谢在攻读硕士期间给予我关心和帮助的所有老师、同学和朋友！